工學碩士 學位請求論文

航空機用 複合材 샌드위치部品의 修理시 熱間露出에 따른 物性變化에 관한 硏究

The Characteristic Changes under the Repeated Thermal Exposure in the Process of Repairing Aircraft Sandwich Structures

指導敎授 金 允 海

2002年 2月

韓國海洋大學校 大學院

材 料 工 學 科

崔 炳 根

本 論文을 崔 炳 根의 工學碩士 學位論文으로
認定함

主審 : 工學博士 金 永 植 (印)

委員 : 工學博士 李 柄 雨 (印)

委員 : 工學博士 金 允 海 (印)

2002年 2月
韓國海洋大學校 大學院
材 料 工 學 科
崔 炳 根

목 차

The Characteristic Changes under the Repeated Thermal Exposure in the Process of Repairing Aircraft Sandwich Structures

Abstract

Autoclave curing using the vacuum bagging method is widely used for the manufacture of advanced composite prepreg airframe structures. Due to increasing use of advanced composites, specific techniques have been developed to repair damaged composite structures. In order to repair the damaged part, it is required that the damaged areas be removed, such as skin and/or honeycomb core, by utilizing the proper method and then repairing the area by laying up prepreg (and core) then curing under vacuum using the vacuum bagging materials. It shall be cured either in an oven or autoclave per the original specification requirements. Delamination can be observed in the sound areas during and/or after a couple of times exposure to the elevated curing temperature due to the repeated repair condition. This study was conducted for checking the degree of degradation of properties of the cured parts and delamination between skin prepreg and honeycomb core. Specimens with glass honeycomb sandwich construction and glass/epoxy prepreg were prepared. The specimens were

cured 1 to 5 times at 260 °F in an autoclave and each additionally exposed 50, 100 and 150 hours in the 260 °F oven.

Each specimen was tested for tensile strength, compressive strength, flatwise tensile strength and interlaminar shear strength. To monitor the characteristics of the resin itself, the cured resin was tested using DMA and DSC. As a results, the decrease of Tg value were observed in the specific specimen which was exposed over 50 hrs at 260 °F. This means the change or degradative of resin properties is also related to the decrease of flatwise tensile properties. Accordingly, minimal exposure on the curing temperature is recommended for parts in order to prevent the delamination and maintain the better condition.

제 1 장 서론

두종류 이상의 소재를 결합시켜 성형함으로써 소재 단독으로 가질 수 없는 성질을 발휘할 수 있도록 한 재료가 복합재료이다. 복합재료의 구성은 어떤 소재를 특수한 미소형(입자 혹은 섬유)으로 하며, 이 밖의 소재(매트릭스)속에 분산된 형을 택하는 것이 보통이다.[1]

대부분의 항공 · 우주산업분야의 복합재료는 높은 비강도, 비강성 특성을 가질 수 있는 접합품 형태의 복합재료를 많이 이용되고 있는데 이는 중심에 사용되는 구조재료인 코어재료(core materials)의 양면에 일정 두께를 가지는 프리프레그(prepreg)로 적층한 후 접합시켜 보다 강하고 경량의 특징을 가지는 구조로 된 샌드위치 구조물은 가볍다는 기본적인 장점 이외에 비강도(specific strength)/비강성(specific stiffness), 해수나 화학물질에 대한 저항, 피로에 대한 저항력, 그리고 단열 및 방음, 내화(fire resistance) 효과등에서 우수하고 특히 복합재료 중에서 고분자 수지를 모재(matrix)로 하는 복합재료는 재료의 감쇠 특성이 매우 크므로 이 재료를 기계 구조에 사용하면 구조의 높은 고유 진동수를 얻을 수 있을 뿐 만 아니라 외부의 힘에 의하여 발생한 진동을 쉽게 흡수하는 장점도 보유하고 있다.[2] Fig. 1 은 항공기용 복합재료중의 하나인 허니콤 구조의 하중에 대한 영향을 보여 주고 있다.

이러한 장점에도 불구하고, 하중을 받을 때에 강도, 강성 및 수명의 감소를 일으키는 손상이 복잡한 기구와 불규칙한 파괴양상에 의해 그 신뢰도가 부족하다는 취약함을 가지고 있어 일반적으로 항공기 구조물의 2차 구조물(secondary structure)에 국한되어 사용되고 있다. 현대에는 항공기의 주요 1차 구조물(primary structure)인 날개(wing), 비행기 동체(fuselage),

비행기 미익(empennage) 등으로 그 적용범위를 넓히고 있거나 넓히기 위한 연구가 진행되고 있다. Fig. 2 의 (a),(b),(c)는 실제 항공기에서 쓰여지고 있는 복합재료의 분야 및 사용 빈도를 나타내어 주고 있다.[3]

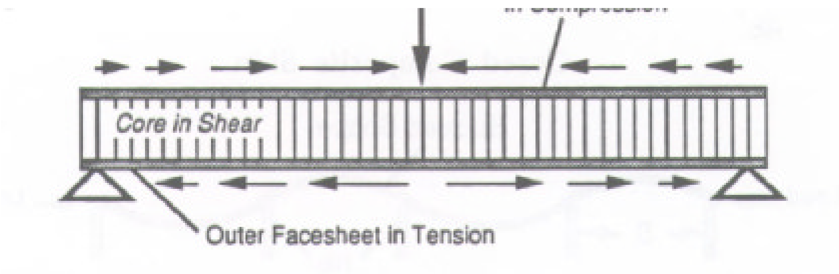
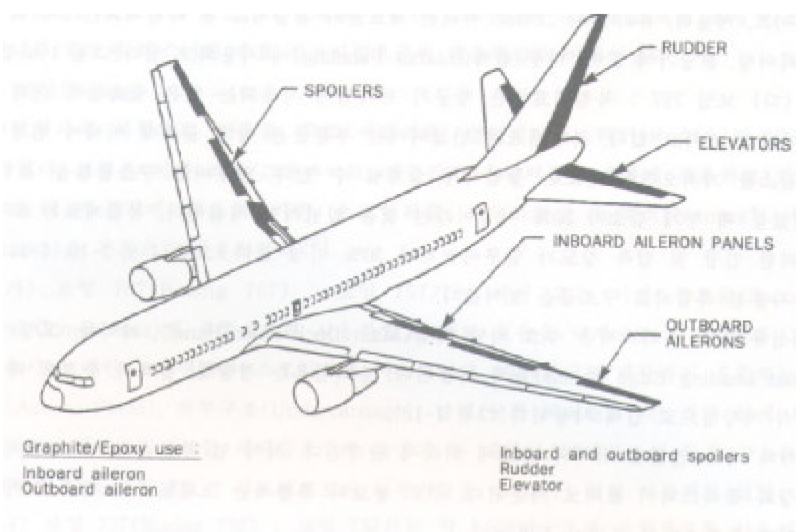


Figure 1.1 Load in the Elements of a Cored Structure.

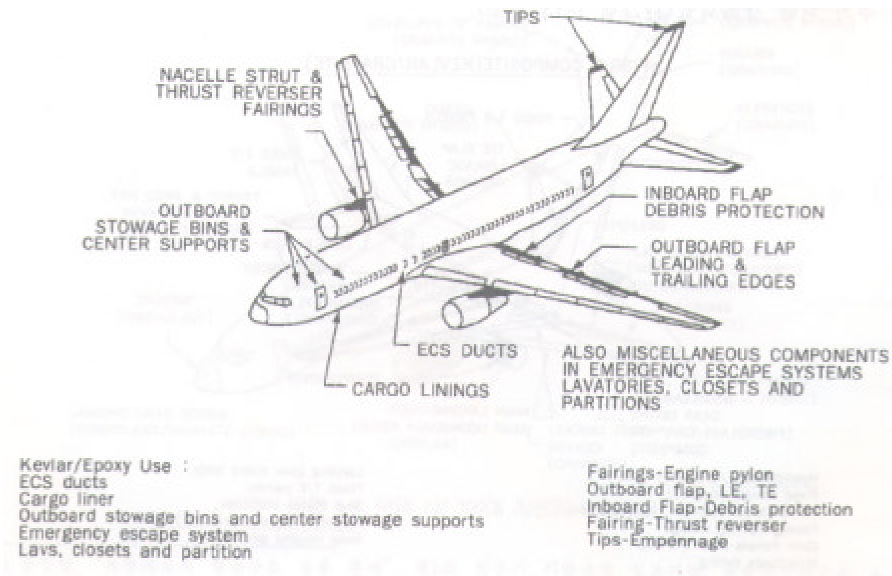
Fig. 1 Load in the element of a cored Structure.



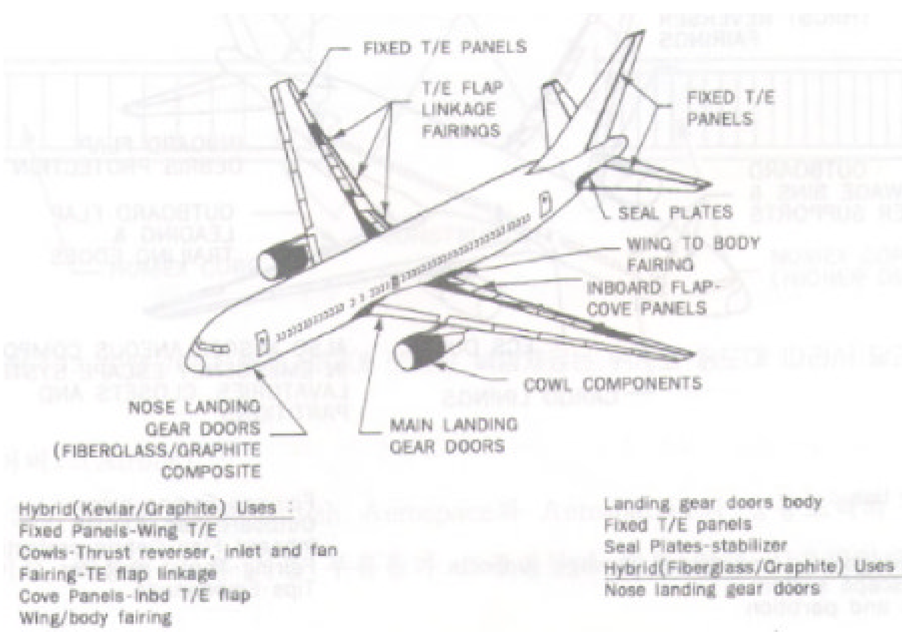
(a) Graphite/epoxy

Fig. 2 Composite materials of boeing 767 aircraft.

- To be continued -



(b) Kevlar



(c) Hybrid(Kevlar/graphite) composite

샌드위치 구조물 부품은 가공중 화학적 반응에 의한 경화를 수반하는 열경화성 수지인 에폭시(epoxy)수지가 사용되어 경화 공정에 따라 그 품질이 크게 좌우된다. 경화 공정이라 함은 처음 부품이 사용되기 위해 경화시키는 것과 구조물의 결함이나 파손에 의한 수리(repair)를 위해 경화시키는 것으로 크게 구분할 수 있다.

항공기 구조물의 실제 사용시 발생되는 결함 및 손상의 수리를 위해서는 수리의 부분 외에도 구조물 전체에 대한 재 경화가 이루어지는 것이 현실이다. 특히,「Bonding Shop」의 기술자들은 이러한 재 경화에 의한 하니콤 구조물의 수명이 더욱 짧아지는 것을 알고는 있으나 그 사용의 한도에 대해서는 어떠한 자료를 가지고 있지는 못하는 실정이다.

하니콤 구조의 특징상 코어와 표피가 분리되는 박리현상(delamination)은 실제 항공기나 기타의 사용용도에서 그 현상이 두드러지게 나타나는 것이 현실이다. 이러한 박리현상의 최소화를 위해서 수지의 경화사이클(cure cycle)의 횟수와 경화조건의 조절 등을 통하여 그 수명을 향상시킬 수 있다.

실제로 부품의 생산 시의 공정은 그 방법이나 기술이 일정한 방법으로 이루어져 있다고 할 수 있다. 그러나 부품의 수리에 대한 공정의 방법이나 기술, 특히 금속재료와는 다른 반복적인 수리 공정의 한계에 대해서는 어느 정도 이뤄져 있으나 반복적인 수리로 인한 열간 노출에 대한 물성변화에 대해서는 자료가 부족하여 그 방법을 고찰해 보고자 한다.

따라서, 본 시험은 항공기용 복합재료로 쓰이는 샌드위치 구조물부품에 대한 1차 구조물의 적용에 가장 중요한 요소중의 하나로 작용하는 수리와 수리 시 발생되는 열간노출에 따른 물성변화로 인한 사용의 한계에 미치는 영향을 인장 및 압축, flatwise tensile test와 interlaminar shear test, 그리고 열적분

석 기구인 DMA(Dynamic Mechanical Analysis), DSC(Differential Scanning Calorimetry)를 이용하여 수리(repair)공정의 한계와 그 한계까지의 수지의 변형을 고찰하였다.

제 2 장 항공기 복합재료 성형 재료의 일반

많은 열경화성수지중 에폭시수지는 보강제와의 접착성, 경화제와의 조합에 따른 성형 자유도의 크기, 경화 반응시의 유동성, 경화품의 역학적, 전기적 특성등 많은 점에서 뛰어나기 때문에 수지계 복합재료가 경량,고강도,고강성으로 성형자유도가 큰 특징을 살려 2차 구조에서 1차구조 부재료까지 활용되고 있으며, 종래의 알루미늄 합금에서 점차 바뀌고 있다.

2.1 항공기 구조물 재료

2.1.1 항공기 재료

항공기는 하늘을 난다는 특성상 가볍고 튼튼해야 하므로 그 재료가 일반 지상용과는 다른, 항공용으로 특별히 개발된 재료를 사용한다. 알루미늄의 경우 일반 건축용에 비해 6배 이상의 강도를 가지며, 강철판의 경우 일반 철판의 4 10배의 강도를 갖는다. 일반 항공기든 초경량 항공기든 사용하는 재료는 대부분 동일하다. 단지 초경량 항공기는 그 특성상 오늘날 일반 항공기에서 잘 사용하지 않는 재료나 옛날에 사용하던 재료를 사용하기도 한다. 항공기는 설계상 안전율(항공기의 구조가 극한 하중상태에서 받는 힘에 대해 구조가 견딜 수 있는 강도의 비율)이 1.5 2.0 밖에 되지 않는다. 그러므로 항공기에 일반 지상용 재료를 사용하는 것은 필요 강도의 1/2 1/6밖에 되지 않는 재료를 사용하게 되어 결국은 목숨을 담보로 하는 극히 위험한 일이 될 수 밖에 없게 된다. 항공기용 재료 중 많이 사용되는 몇 가지를 종류별로 구분하여 간략히 그 특성을 알아보기로 한다.[4][5]

가. 금속 재료

항공기에서 많이 쓰이는 금속재료는 알루미늄 합금, 합금강, 티타늄 합금 등이 있다. 이중 가장 많이 쓰이는 재료가 알루미늄 합금이며, 초경기에서는 합금강도 많이 사용된다. 각각의 금속 재료 내에도 합금의 성분에 따라 또 여러 가지로 분류되는데 세부 분류는 Table. 1에 나타내고 있다.

금속 재료는 비교적 다루기가 쉽고, 품질이 균일하며, 가격이 비싸지 않고 강도가 강하며 무게가 적당하다는 장점이 있다. 그러나 표면 처리를 제대로 하지 못할 경우 부식의 문제가 있으며 피로 수명이 있는 것이 단점이다. 즉, 구조물에 일정 이상의 힘이 반복적으로 가해지면 그 힘이 허용 응력 한계 이내의 힘이라 하더라도, 반복하중이 특정한 횟수를 넘으면 구조물이 파괴되는 피로 파괴가 나타내게 된다.

나. 나무 재료

나무는 항공기 재료로 가장 오랫동안 사용되어온 재료이다. 무게 대 강도비와 피로 수명이 월등히 뛰어난 장점이 있다. 그러나 품질의 균일도가 떨어지며, 부패, 곰팡이 등에 아주 취약한 단점이 있다. 나무로 만든 항공기는 특별히 잘 관리하지 않으면 수명이 몇 년도 못 가는 경우가 있다. 또 다른 문제는 좋은 품질의 나무를 구하기가 어렵고 거기다 가격이 비싸다는 점이다.

다. 복합 소재

최근 들어 항공기 재료로 많이 쓰이기 시작하였다. 대형항공기에서는 2차 구조물, 내장재, 보조 날개 등에 주로 쓰이며, 소형경항공기에서는 동체 날개 등의 주요 구조물에도 쓰인다.

복합 소재의 종류에 따라 특성이 다르므로 용도에 따라 적절

히 선택하면 좋은 결과를 얻을 수 있다. 가격도 적당하며 특히 부식 문제에 대해서는 월등한 특성을 갖고 있다. 외형을 아름답게 할 수 있고 표면이 매끈하고 이음매가 없으므로 공기 저항을 줄일 수 있는 장점이 있다. 그러나 재료의 품질이 아주 다양하여 적절한 재료를 선정하기가 어렵고, 품질이 숙련도 및 작업 공정에 따라 결정되며 원재료의 보관 및 수명 한계 문제가 있고 온도가 올라가면 재질이 연화되는 단점이 있다. 그래서 일반적으로 복합소재 동체는 햇볕에 의해 온도가 올라가는 것을 막기 위해 흰색 페인트를 칠해야 한다.

2.2 항공기 복합재료 성형소재

2.2.1 강화섬유

기지재료(matrix)와 조합되었을 때, 복합재료구조(compasite structure)에 주요한 강도를 공급해 주는 것은 강화섬유들이다. 여기에는 일반적으로 다섯 가지 타입의 강화섬유들이 있다. 이러한 기본적인 재료들은 서로 조합되어(혼송-hybrid) 사용되거나, 특별한 패턴으로 직조되거나(섬유과학-fiber science), 단단한 폼(foam)과 같은 재료들과 혼합되어 사용되거나(샌드위치 구조-sandwich structure), 단순히 다양한 기지재료들과 조합됨으로써 사용될 수 있다.[6]

2.2.1.1 유리섬유-fiberglass(유리 천-glass cloth)

유리섬유는 그 이름이 암시하는 바와 같이 용융 실리카(silica) 유리의 작은 가닥들이 실로 만들어지고 다시 천으로 짜여진다. 사용되는 특수목적에 따라 다양한 유리섬유들의 직조가 가능하다. 유리섬유의 다양하고 광범위한 사용가능성과 적은 비용은 유리섬유를 강화섬유들 중에서 가장 인기있는 섬유들 중의 하나이다.

2.2.1.2 아라미드(aramid) 섬유

아라미드 섬유는 항공기 구조물 복합재료에 강화섬유로 사용된 최초의 유기섬유(organic fiber)이다. 일반적으로 노란색, 경량성, 뛰어난 인장 강도와 놀라운 유연성으로 특정지어진다. 아라미드 섬유는 높은 인장 특성과 낮은 밀도로 인하여 비강도 및 비강성도가 매우 크다는 장점을 가지고 있지만 압축 특성이 나쁘고 습기에 약하다는 단점을 가지고 있다.

2.2.1.3 카본/그라파이트(carbon/graphite) 섬유

카본 섬유는 다양한 프리커서(precursor)로 제조되어 여러 가지 특성을 나타내고 있는데 주로 사용되는 프리커서로는 PAN(Polyacrylonotrile)과 pitch가 있다.

Pitch계 탄소 섬유는 석탄정류나 석유정제시 남는 pitch로 부터 열처리하여 화학섬유를 뽑아내듯이 생산하고, polyacrylonitrile(PAN)계 탄소 섬유는 polyacrylonitrile(PAN) 등의 화학섬유를 전구체로 하여 1000~2500℃에서 carbon화 하고 2500~3000℃에서 흑연화 하여 생산 이미 미국에서는 graphite로 알려진 카본 섬유는 항공기에 널리 사용되는 재료이다.

일반적으로 PAN계 탄소 섬유는 매우 가늘고 spool에 감기가 용이하고, 안정화되어 있으며, 원래의 프리커서 방향과 분자 방향이 평행하며, 수율이 높다는 장점이 있다. pitch계 탄소 섬유는 흑색으로 매우 강하고(strong), 굳은데(stiff), 결국 그것의 굳은 강도(rigid strength) 특성으로 인해 사용된다.

카본/그라파이트 섬유로 된 복합재료는 리브(ribs)나 날개의 표피와 같은 1차 구조 부품들(primary structure components)을 생산하는데 사용된다. 심지어 초대형의 항공기조차도 탄소 섬유 복합재료의 고강도와 고굳음성(high rigidity) 덕분에 강화된 벌크헤드(bulkhead), 리브(ribs), 스트링거(stringer)를 사용하여 부품수를 많이 줄이면서 설계하고 있다.

카본섬유 자체도 1차 구조에 적용확대되어 고강도 고신장도화를 도모하며, 부재료의 허용설계 변형이 종래보다 많이 없어지게 되었다. 나아가 고탄성계의 석유 석탄피치를 원료로 한 카본섬유의 고성능화가 발전해 탄성율 50t/㎟이상의 초고탄력성계도 출현하고 있다.

2.2.1.4 보론(boron) 섬유

보론 섬유는 보론 원소를 얇은 텅스텐 필라멘트 위에 화학 기상 증착(CVD, Chemical Vapor Deposition) 방법으로 증착 시킴으로써 만들어지는데 섬유 자체가 일종의 복합재료이다. 보론 섬유의 장점은 높은 강도와 강성도를 갖고 있다는 것과 밀도가 E-glass와 거의 비슷하다는 것이다. 단점으로는 보론 섬유는 고강성의 특징 때문에 전투기 꼬리날개 외판 등으로 실용되고 있지만, 둘레길이에서 성형성이 뒤지고 고가격인 점에서 그용도가 한정되어 있다.

2.2.1.5 세라믹(ceramic) 섬유

세라믹 섬유는 높은 온도 환경에 처하는 부품에 사용된다. 이러한 복합재료는 화씨 2,200。의 온도까지 강도와 유연성을 거의 잃지 않는다. 우주완복선에 사용되는 타일들은 열저항성(heat resistant)이 있고, 열을 빨리 분산키는 특수한 세라믹 복합재료로 만들어졌다. 이러한 세라믹 섬유들은 종종 금속기지와 함께 쓰인다.

Table. 1은 각각의 강화섬유에 대한 일반적인 물성치를 나타내고 있다.

Table 1 Properties of reinforcing fiber.

Property / Fiber /Wire	Density Lb/in^3	Tensile Strength 10^3lb/in^3	Specific Strength 10^5in	Tensile Stiffness 10^6lb/in	Specific Modulus 10^7in	Melting Point ℃
E-Glass	0.092	500	54	10.5	11	1316
S-Glass	0.090	700	78	12.5	14	1650
Boron	0.093	500	54	60	65	2100
Carbon	0.051	250	49	27	53	3700
Graphite	0.051	250	49	37	72	3650
Kevlar	0.052	525	101	18	35	249
Aluminum	0.097	90	9	10.6	11	660
Titanium	0.170	280	16	16.7	10	1668
Steel	0.282	600	20	30	10	1621

2.2.2 기지 시스템(matrix system)

수지 기지 시스템(matrix resin system)은 일종의 플라스틱이다. 플라스틱에는 일반적으로 열가소성(thermoplastic)과 열경화성(thermoset)의 두 개의 종류가 있다. 열가소성 수지는 원하는 형상으로 부품을 성형할 때 열을 사용한다. 그러나 그 모양은 영구적이지 않다. 만일 열가소성 플라스틱이 재가열되면 유동성을 띠며 다른 모양을 제조할 수 있다. 열가소성 플라스틱의 한가지 예는 항공기의 windshield의 성형에 사용되는 플렉시글래스(plexiglass)이다. windshield의 형상은 공장에서 냉각된 후에도 유지된다. 만일 windshield를 후에 재가열한다면 플라스틱은 다시 유동성을 띠게 되고 다른 모양으로 만들 수 있다. 열가소성 수지와 열경화성 수지 그 자체는 구조재로서 사용될 충분한 강도를 갖고 있지 못하다. 그러나 수지로서 다른 재료와 함께 강화되면 높은 강도를 띠면서 오늘날의 복합재료를 형성한다.(7)

경화제와의 결합을 포함하여 복합재료 매트릭스로 여러 종류의 에폭시수지가 실용되고 있다. 다관능 에폭시 주제와 방향족 아민계 경화제의 조합이 구조용도로는 일반적이지만, 제2성분, 촉매, 충전제 등에 노하우가 포함되었기 때문에 그 대부분은 프리플레그 제조업체 고유 매트릭스수지로 상품명화 되어 있다. 주재료는 Shell사 Ep828, Ciba-Geigy사 MY720, 매트릭스 수지에는 Narmco사 5208, Hexcel사 F151, 3501 등이 잘 알려져 있다.

Table 2 는 열경화성수지와 열가소성수지의 차이를 나타내고 있다.

Table 2 Thermoplastic and thermoset.

Type / Item	Thermosets	Thermoplastics
Maturity	▪ Proven Materials ▪ Good Database	▪ Newer Materials ▪ Limited Database
Storage	▪ Refrigerated for Limited Out-Time and Shelf Life	▪ No refrigeration ▪ Unlimited out-time and shelf life
Prepreg	▪ High Quality - Tacky	▪ Potential for high void ▪ Low Formability
Cure Cycle	▪ Normal Pressure / Temperature	▪ High Pressure, Temperature, Fast Processing Cycle
Reparability	▪ Patch Type Repair Required	▪ Reheating, Reprocessing Required
Forming	▪ Cure to Shape	▪ Thermoforming of Flat Sheet Required

2.2.3 샌드위치 구조

2.2.3.1 특징

샌드위치 구조물의 유형은 여러 가지로 나눌 수 있으나 그 중에서 가장 일반적으로 응용되고 있는 것이 허니콤 샌드위치 구조물(honeycomb sandwich structure)이다. 허니콤 샌드위치 구조물은 그림 에서와 같이 얇은 두 면제(facing)를 상대적으로 두껍고 가벼운 허니콤 코어에 접착제로 접합한 격자구조로 되어 있다. 일반적으로 면재는 모든 평면상의 하중(inplane load)을 지탱하고 굽힘강성(bending rigidity)을 제공하는 역할을 한다. 면재로 사용되는 재료로는 알루미늄, 티타늄 합금과 같은 금속재와 수지가 함침된(pre-impregnated) 유리섬유, 탄소섬유, 케블라 섬유 또는 이들의 혼합체(hybrid)들의 경화된(laminate) 복합재료가 용도에 알맞게 사용되고 있다. 허니콤 코어는 심재(Core)로서 면재 사이를 띄우고 구조물의 중심 축으로 면재간에 발생하는 전단력을 전달한다. 상대적으로 두꺼운 면재가 아닌 대부분의 경우에 허니콤 코어는 굽힘 하중에 대한 대부분의 전단강성(shear rigidity)을 제공한다. 허니콤 코어의 재료로는 알루미늄, 티타늄 합금의 금속재와 수지가 함침된 KRAFT 종이, 유리섬유, 나이론 섬유 등의 비금속재가 있다. 두 개의 얇은 면재들과 심재를 접합시켜 구조물을 일체구조로 만드는 역할인 접착제는 샌드위치 구조물의 사용 조건 즉 하중, 사용온도, 면재와 심재의 재질 등에 따라 적절히 선택하여 사용하며, 전단 및 벗김 항력(peel resistance)이 큰 것이 필요하다. 수지가 함침된 면재와 허니콤 코어를 접할 시킬 때는 접착제를 별도로 사용하지 않고 면재와 허니콤 코어에 함침된 수지가 접합제 역할을 하기도 한다.

2.2.3.2 프리프레그

성형소재인 프리플레그는 전술한 보강섬유에 매트릭스 에폭시수지를 함침시켜 성형작업 효율향상과 품질향상을 목적으로 한 중간 기재이다. [8]

프리프레그의 여러 가지 면에서 편리함을 제공해 준다.

① 프리프레그는 알맞은 양의 수지를 포함하여 과수지(resin rich)나 수지 부족(resin lean)을 보이지 않는다.

② 강화섬유들이 수지에 의해서 완전히 감싸져서 레이업(lay-up)시에 발생되는 함침의 불균일에 대한 문제를 걱정할 필요가 없다.

③ 프리프레그는 수작업으로 수행해야 하는 계량 및 혼합과정을 없애줘서 제대로 경화되지 않아 발생하는 감항성 없는(unairworthy) 상태를 줄이거나 없앨 수 있다.

④ 많은 경우에 프리프레그는 높은 강도의 부품 또는 수리품질을 만들어 낼 수 있다. 이것은 수지 대 천의 비율이 정확히 맞는 상태에서 사용되고 알맞게 혼합되기 때문이다.

프리프레그의 이러한 장점에 반해

① 반드시 냉장 보관되어야 한다. 이 조건은 반드시 충족되어야 한다. 이것은 상온에서 몇 시간 동안 방치하게 되면 수지/경화제는 화학적으로 반응을 일으켜 경화되기 시작하기 때문이다.

② 프리프레그는 일반적으로 롤 단위로 구입해야 한다. 많은 회사들이 특정한 직조와 수지 시스템을 소량으로는 판매하지 않는다.

③ 프리프레그 재료는 같은 종류의 수지에 함침시킬 수 있는 가공하지 않는 강화섬유와 비교했을 때 훨씬 고가이다. 이러한 것은 특히 그 재료가 선반 수명을 넘겨서 폐기 처분이라고 된다면 현실로 나타날 것이다.

이러한 열경화성 수지(thermosetting resin)를 사용하는 프리프레그의 경화는 A, B, C-stage의 3단계로 진행이 된다.

· A-stage - 수지와 경화제가 배합비에 따라 단순히 혼합만 된 상태로 경화반응이 전혀 일어나지 않는 상태

· B-stage - 수지와 경화제가 어느 정도 반응이 진행되어 점도가 급상승하여 솔벤트에 의해 용해되지 않고, 열에 의해 용융되어 Flow를 형성하는 단계이다.

· C-stage - 수지와 경화제의 반응이 거의 끝나거나 완료된 단계로서 솔벤트나 열에 영향을 받지 않는 상태이다.

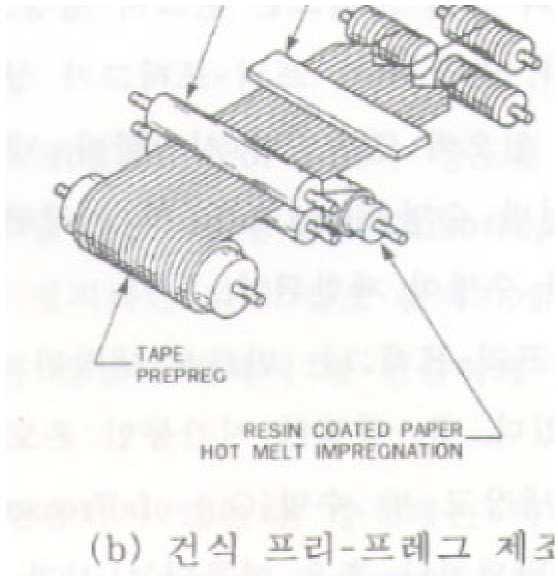
프리프레그의 제조방법은 그림과 같이 습식(hot melt prepreg process)과 건식(solvent prepreg process) 제조로 크게 나눌 수 있다.

습식 프리프레그 제조공정은 Fig. 3의 (b)에서 보여 지듯이 미리 짜여진 강화천을 수지용액에 함침시켜 제조하는데 수지용액은 알맞은 양의 수지와 경화재가 계량되고 혼합된 혼합물이다. 이 혼합물을 통과한 강화천은 건조 타원(drying tower)로 가서 과도한 수지가 제거되고 이형 필름이 한쪽 또는 양쪽 면에 추가되어 롤(roll)형태로 만들어서 서로 맞붙는 것을 방지한다. 건식 프리프레그 제조 공정은 Fig. 3의 (a)에서 보듯이 강화섬유를 직물 형태로 짜는 대신에 스풀(spool)에 감아 단일 방향으로 만드는데, 이 섬유들은 원하는 방향으로 놓여지고 한쪽 표면에 열을 가하면서 수지가 묻어있는 방향으로 놓여지고 한 쪽 표면에 열을 가하면서 수지가 묻어있는 종이를 반대편에 붙인다. 열은 종이에 있는 수지를 녹이고 섬유들을 함침 시킨다. 이 때 종이와 섬유에 압력을 가하여 프리프레그의 형태로 만든다.

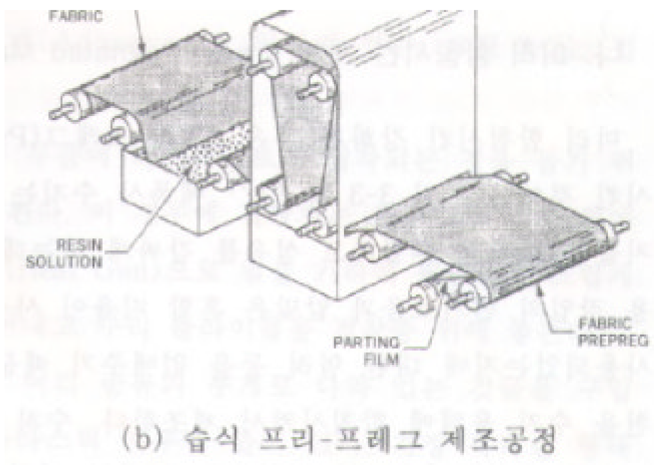
일반적인 prepreg는 pre-impregnation(미리 함침된 상태)의 약어로서 B-stage를 이용하여 복합재료의 제작을 용이하게 하

기 위한 중간제품을 말하는 것으로 B-stage로 경화시키고 저온에서 보관하여 더 이상의 반응을 지연시키는 것이다. 이것은 –20℃정도의 온도에서도 느리나마 경화반응이 계속되므로 저장시한 내에 사용해야 하며 저장 시한은 경화제의 종류와 온도에 영향을 받으며 수 시간   6개월 정도가 일반적이다

Fig. 3은 (a)습식과 (b)건식의 프리프래그의 제조공정을 나타내어 주고 있다.



(a) Hot melt prepreg process.



(b) Solvent prepreg process.

Fig. 4 The manufacturing process of prepreg.

2.3.3 코어재료(core materials)

코어재료는 조립품 형태의 복합재료의 중간에 사용되는 재료로 구조물의 압축강도를 크게 증가시키는 역할을 한다. 한 예로 Fig. 4과 같이 항공기의 로토 블레이드(rotor blade)를 이루는 금속판재 면재는 비행 중에 응력이 작용하는 방향으로 굽어진다. 이러한 계속적인 힘은 금속에 피로를 일으킨다. 하지만 복합재료 블레이드의 경우에는 중간에 삽입된 코어재료가 블레이드 전체를 균일하고, 강하게 만들어 주기 때문에 표피의 휘어짐을 대부분 제거할 수 있다. 하지만, 이러한 코어재료는 일반적인 것으로는 허니콤 코어와 폼 코어(foam core)가 있으며, 폼 코어는 외부의 충격을 입어도 원형을 기억하여, 기지고 있던 원래의 강도의 80%까지 회복한다. 그러나 대부분의 허니콤 코어는 탄성력이 없다.

2.3.3.1 허니콤 코어 (honeycomb core)

지금까지 언급한 composite의 장점을 적극 활용하기 위해 이를 honeycomb core와 구조적으로 결합시킨 sandwich structure 가 여러 가지 이유로 인해 항공산업에서 널리 응용되고 있는데 무게감소, 강도증가 및 전반적인 비용감소 뿐만 아니라 aerodynamic smoothness, noise 감소, 열전달의 극대/극소화의 효과를 거둠으로서 계속해서 사용 발전되고 있다

Fig. 5는 전형적인 sandwich 구조물에 대한 개략도로서 여러 가지 면재(faces) aluminum sheet, glass fiber, carbon fiber, kevlar etc와 심재(Core) aluminum honeycomb, nomex honeycomb etc를 접착제를 이용하여 결합시킨 것이다.

Fig. 5에 나타난 허니콤 구조의 용어를 설명해 보았다.

· L” dimension --- 리본/길이방향으로의 치수

· W” dimension --- 리본에 수직한 방향/폭방향으로의 치수

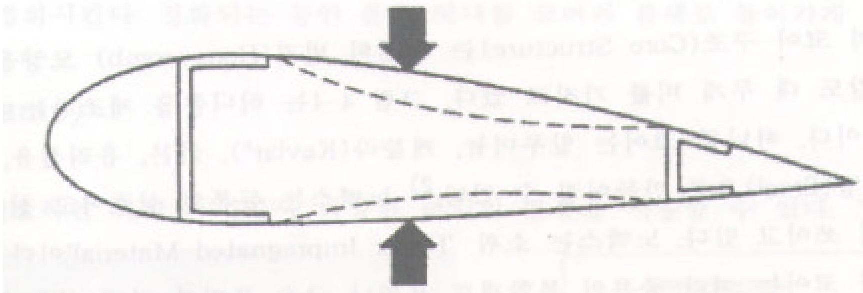
· T” thickness --- 코어면간의 거리

· Nodes ----------- Cell 사이의 접합된 면

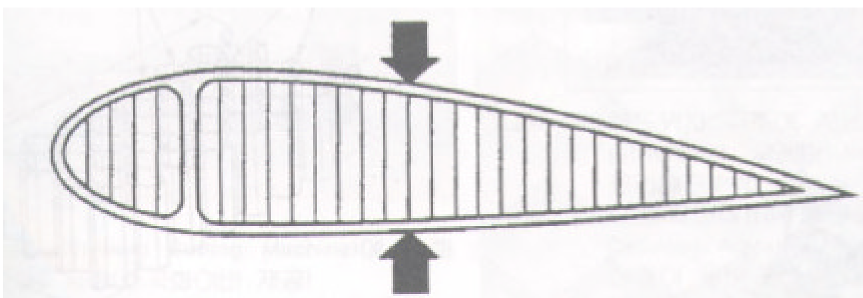
· Cell size ------- 폭방향으로 측정한 두개의 평행한 반대면 Cell 사이의 거리

· Ribbon direction- Node에 평행한 방향

· Density - pound per cubic foot (PCF) perforated honeycomb cell wall에 구멍을 뚫는 것을 의미하며 이는 honeycomb구조물의 curing 시 adhesive나 resin 에서 배출되는 gas를 방출시킬 목적이나 최근에는 adhesive 개선으로 non-perforated type이 많이 사용된다.



(a)



(b)

Fig. 4 (a) Metal skin will bend and flex when forces are applied in flight. (b) Composites keep the structure foam flexing in flight, eliminating fatigue.

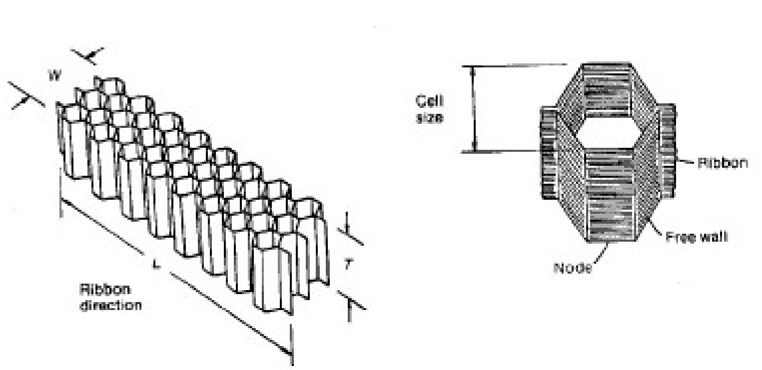


Fig. 5 The name of honeycomb core structure

일반적으로 honeycomb은 expansion방법에 의해서 만들어지는데 고밀도 제품의 경우에는 corrugated process가 가장 일반적인 방법이다

가) Node line에 adhesive가 부착된 web material을 적당한 크기로 자른 후

나) 이것을 적층하고 adhesive line을 curing 시켜 expansion 시키기 전의 block 형태로 만든다

다) 이 block을 원하는 두께로 잘라 slice형태로 만들고 expansion 시켜 원하는 cell형태로 만든다

◎ Corrugated process

Web material을 corrugating roll로 미리 성형을 하고 corrugated sheet의 node 부분에 adhesive를 바르고 적층하여 block 형태로 만든 다음 원하는 두께만큼 잘라 사용한다

Honeycomb은 core 의 재질과 사용 adhesive 및 cell 의 형태에 따라 수많은 종류가 (약500여종의 상품이 있음) 있는데, 그 구성형태르 살펴보면 fiber sheet 혹은 aluminum foil 이 여러개가 적층된 상태로 각 node 끼리 접착되어 형태를 유지하고 있다.

Node 간의 접착은 adhesive 가 주로 사용되나 고온에서 사용되는 titanuum, nickel 등의 honeycomb은 spotwelding 이나 brazing방법을 이용하여 접착하기도 한다.

대부분의 non metallic honeycomb의 경우 fiber sheet를 phenolic resin 에 미리 함침시키거나(preimpregnated), dip coating을 하게 되는데 node bonding시에도 이와 똑같은 resin을 사용하거나 이것과 양립할 수 있는 adhesive를 사용해야 한다. 이때 사용된 resin은 fungus-resistant 이고 금속을 부식시키는 것이 아니어야 한다.

Fig. 6의 (a)와 (b)는 하니콤 코어의 제작 과정을 보여주고 있다.

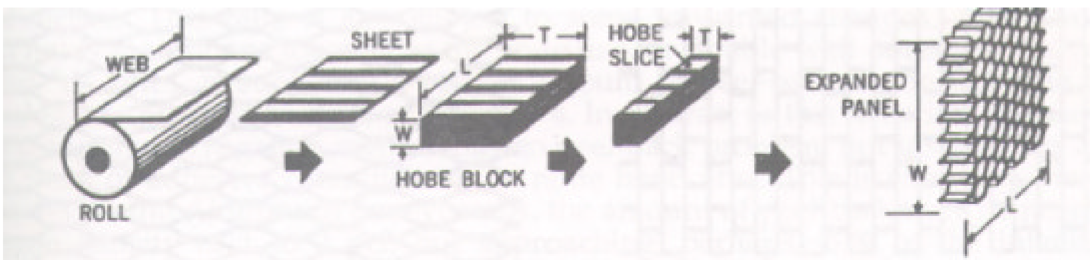


Figure 4-1. Expansion method of producing honeycomb core materials.

(a)

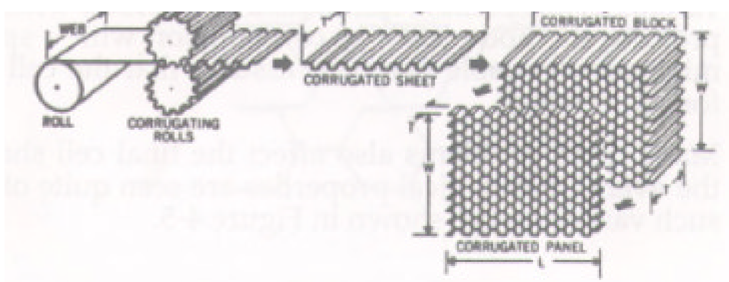


Figure 4-3. Corrugating production method.

(b)

Fig. 6 (a) Expansion method of producing honeycomb core materials, (b) Corrugating production method.

Fig. 7은 Fig. 5에서처럼 제작되어진 허니콤 코어 재료의 구조를 보여주고 있다.

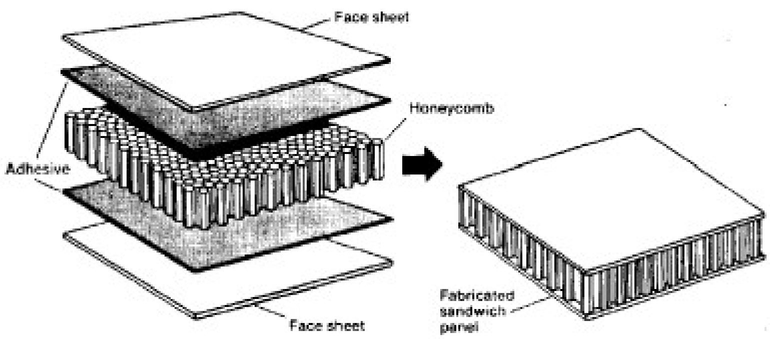


Fig. 7 Example of a bonded sandwich assembly.

◎ **재질 및** cell configuration**에 따른 분류**

재질에 의한 분류

-Aluminum honeycomb

・2024 alloy (high room temperature properties)

・5052 alloy (genetal purpose)

・5056 alloy (high strength)

・Aluminum commercial grade (low cost/non mil-spec)

-Glass reinforced honeycomb

・Glass fabric reinforced plastic dipped in a heat resistanct phenolic resin (350°F **까지 사용가능**)

・Bias weave glass fabric reinforced plastic dipped In a heat resistant phenolic resin (350°F **까지 사용가능**, shear strength **증가**)

・Glass fiber reinforced plastic initially impregnated in a nylon-modified phenolic resin and finally dipped In a polyester resin (180°F**까지 사용가능**)

・Bias weave glass fabric reinforced plastic dipped in a polyimide resin (500°F**까지 사용가능**)

-Aramid fiber reinforced honeycomb

・Aramid fiber paper dipped in a heat resistant phenolic resin (high strength & toughness / low density / damage resistant / formable / fire resistant / water & fungus resistant / good thermal electrical insulator / 300°F **까지 사용가능**

・Aramid fiber paper dipped in a polyimide resin (above / excellent dielectric)

-Welded titanium honeycomb

-Welded nickel honeycomb

- Special honeycomb

·Water resistant core material (for air transportable shelter)

·Kevlar 49 reinforced plastic dipped in a epoxy resin (for space application / very low comefficients of thermal expansion)

특정한 honeycomb type**을 선정할 때 고려해야 할 사항은 기계적 특성은 물론이거니와 그 외에 여러 가지** factor**를 고려해야 한다**. **이에 관련된** factor**들에 대하여 비교치를 살펴보면** Table 3**의** (a),(b)**와 같다**

Table 3 Factors of selecting honeycomb type.

(a)

구분 / Factor	Glass Fiber Reinforced Honeycomb			
	Dipped In a Phenolic Resin	Incorporated with Bias Weave	Dipped In a Polyester Resin	Dipped In a Polyimide Resin
Cost	MOD	MOD	MOD	HIGH
Max Service Temp	350 °F	350 °F	350 °F	350 °F
Flammability	E	E	E	E
Impact Resistance	F	G	F	F
Moisture Resistance	E	E	E	E
Fatigue Strength	G	G	G	G
Heat Transfer	LOW	LOW	LOW	LOW

(b)

구분 / Factor	Aluminum Honeycomb			Aramid Fiber Reinforced	Special Application
	5052 5956	2024	Al Commercial Grade	Dipped In a Phenolic Resin	Water Resistant Core
Cost	MOD	HIGH	LOW	MOD	LOW
Max Service Temp	350 °F	420 °F	350 °F	350 °F	350 °F
Flammability	E	E	E	E	P
Impact Resistance	G	G	G	E	F
Moisture Resistance	E	E	E	E	G
Fatigue Strength	G	G	G	E	F
Heat Transfer	HIGH	HIGH	HIGH	LOW	LOW

E: Excellent G: Good F: Fair P: Poor

◎ Cell configuration에 의한 분류

· Hexagonal core

기본적이며 가장 많이 통용되는 형태로써 모든 Metal 및 Non Metal에 사용함

· Over expanded core

Hexagonal core를 W 방향으로 over-expand 시킨 rectangular cell 형태로써 L 방향으로 curving 또는 forming 이 용이하다 Hexagonal core를 W 방향의 전단성질은 좋아지고 L 방향은 저하되는 경향이 있음

· Reduced anticlastic curvature (flex-core)

동일 밀도의 hexagonal core에 비해 더 큰 전단강도를 가지며 formability가 뛰어남

· Tube core

Flat aluminum foil 과 corrugated aluminum foil을 연속적으로 적층 adhesive로 접착시켜 tube 형태로 만든 core로서 에너지 흡수능력이 우수함

· Other configuration

특수사용 목적으로 reinforced L honeycomb, dovetail, chevron등이 생산되고 있으나 상기 형태의 core가 전 수요의 90% 이상을 점하고 있다.

특정한 honeycomb type을 선정할 때 고려해야 할 사항은 기계적 특성은 물론이거니와 그 외에 여러 가지 factor를 고려해야 한다.

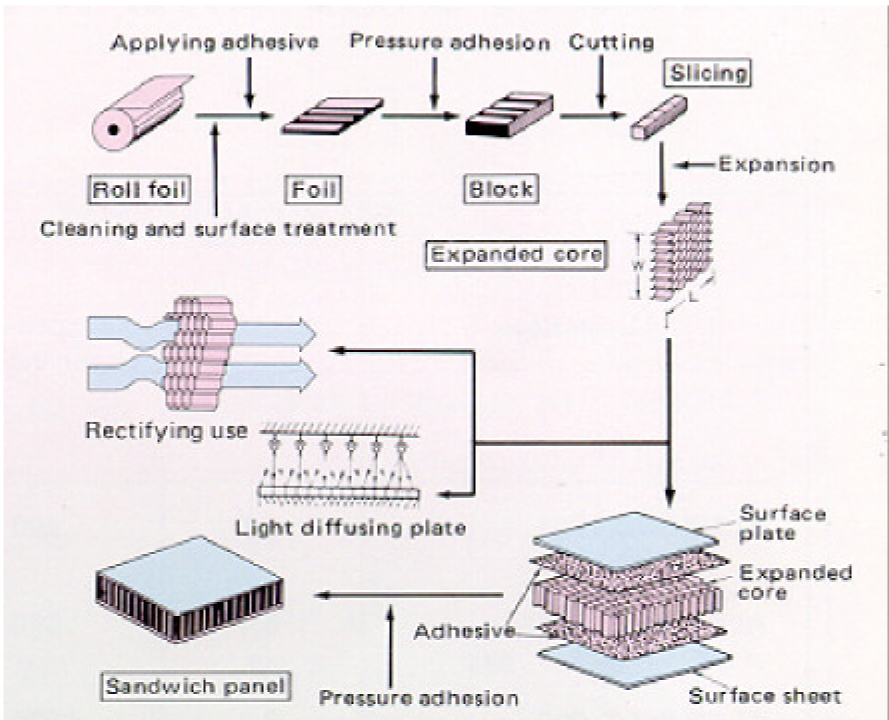


Fig. 8 Manufacture of honeycomb sandwich structure.

2.3.3.2 중심 폼(Central foam)

각각의 목적에 따라서 다양한 타입의 폼들을 사용할 수 있다. 고온용이나 내화성(Fire resistance)용, 수리용, 구조재 용 등 여러 종류의 밀도와 타입의 폼들이 있다. 이러한 폼을 성형작업에 사용할 때에는 알맞은 타입, 그리고 알맞은 밀도의 것을 사용하는 것이 중요하다. Fig. 9는 중심폼을 이용한 샌드위치 구조의 장점을 나타낸 것으로 고체 유리섬유(solid fiber glass) 라미네이트(laminate)와 이보다 4배 더 두꺼운 폼 코어 샌드위치 구조가 비교되어져 있다. Fig. 9에 나와있는 부품은 2층의 유리섬유와 아래쪽에 2층의 유리섬유가 적층되어 있고 그 사이에 폼을 삽입한 것이다. 이 부품은 무게가 단지 6% 증가시키면서 유리섬유로만 되어 있는 적층판 보다 강성도가 37배 크고 강도는 10배가 크다. 여기서 무게 증가는 폼 코어를 사용함으로써 얻어지는 강성도나 강도에 비해 상당히 작다는 것을 알 수 있다.

다음은 중심 폼으로 사용되는 여러 가지 타입을 요약한 것이다.

① 스티로폼(styro foam)

파란색 또는 오랜지색의 스티로폼은 소형 항공기의 날개, canard, 조종 표면에 대한 주용한 코어소재이다.

② 우레탄 폼(urethane foam)

우레탄 폼은 에폭시나 폴리에스테르 수지 중 어떤 것과도 사용할 수 있는데, 이는 대부분의 용제가 침투되지 않아 사용하기가 쉽고, 가격도 비싸지 않기 때문이다.

③ 폴리비닐 클로라이드(Poly Vinyl Chloride - PVC)

PVC 폼은 폴리에스테르 수지나 혹은 에폭시 수지와 함께 사용되면 절단 작업에 핫 와이어 커터를 사용할 수 있다.

④ 우드 코어(wood core)

발사 나무(balsa wood)**와 같은 단단한 나무로 된 라미네이트가 고강도의 적층재료와 접합되어서 복합재료 구조물에 사용된다**.

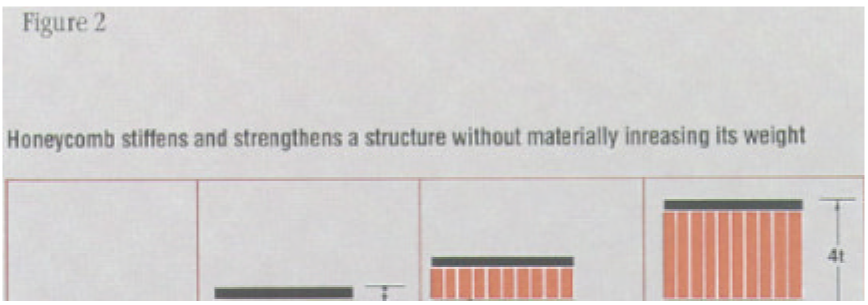


Fig. 9 Honet siffens and strengthens a structure without materially inreasing its weigth.

제 3 장 오토클레이브(Autoclave)에 의한 항공기 복합재료의 성형

항공기 부품 중 에폭시계 복합재료의 적용이 많은 기체 외판 분야에는 얇고 큰 면적으로 공력면에서 복잡한 형상을 하고 있으며 비교적 소량생산이기 때문에, 적층 버그(bug) 가압가열 성형인 오토클레이브 성형법이 많이 사용되고 있다. 본 성형법은 Fig. 10에 나타나듯이 성형형 위에 성형소재 프리프레그(한 방향으로 모은 섬유직포에 경화제를 포함한 에폭시수지를 함침시켜 반 경화 상태로 한 시트상 재료)를 겹쳐서 적층체로 하고, 나이론 필름과 같은 버그재로 덮고 내부를 감압하에 오토클레이브라고 하는 성형장치의 안에서 가열 가압하여 에폭시수지를 경화시켜 탈형 후 성형품을 얻어내는 방법이다.[9]

오토클레이브 성형법은 대형부품이 고품질을 얻을 수 있고, 다품종 부품을 동시에 성형할 수 있으며 허니콤 샌드위치(honeycomb sandwich)부품의 성형에도 적당하다는 등의 이점이 있지만, 배치(batch)식 수작업으로 생산성에 많이 뒤떨어지고 성형버그 측표면이 매끄럽게 되지 않고 판두께의 정밀도도 제한된다는 결점이 있으며, 적용에 있어서는 충분한 경향 연구가 필요하다.[10]

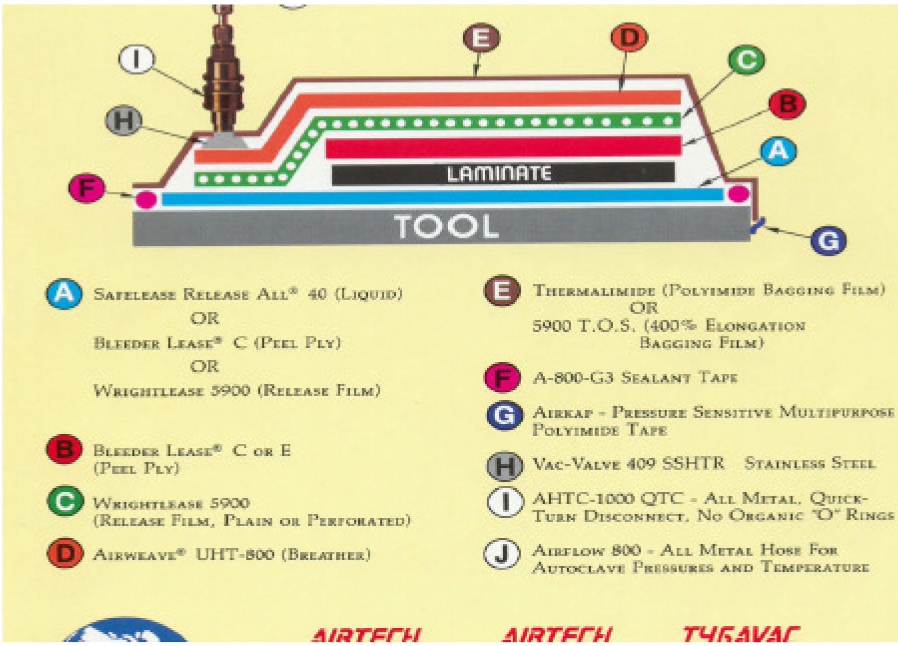


Fig. 10 Lay-up of vacuum bagging materials.

3.1 일반적 공정 순서

3.1.1 프리프레그 컷팅

프리프레그에는 경화제, 촉매를 포함한 에폭시수지가 함침되어 있기 때문에 저장에서는 반응진행을 억제하기 위하여 냉동보관이 일반적이며 성형작업 환경도 성능을 보존 유지하고 작업성을 일정하게 하기 위해 작업실내의 온습도, 청정도, 콘트롤이 엄하게 요구된다. 냉장고에서 도출된 프리프레그는 결로를 방지하기 위해 사용전에 충분히 해동시킨 후 부품형상과 배열방향, 각도에 따라서 컷팅된다. 최근에는 코스트 절감을 위해 컴퓨터 콘트롤에 의한 자동컷팅머신의 적용이 늘어나고 고속화와 재료에 대한 비율향상이 연구되고 있다.

3.1.2 레이업(lay-up) - 적층

컷팅된 프리프래그는 치구상의 적층방향, 위치, 순서, 매수등에 주의하면서 레이업하게 된다. 이 작업의 자동화도 발전되어 프리프래그의 컷팅에서 레이업까지를 자동적으로 처리하는 레이업 머신도 많이 이용되고 있다.

3.1.3 패킹,성형치구

레이업을 완료한 프리프래그 적층제에 경화 치구상의 버그필름 브리저 크로스, 이형필름, 시란트등의 성형보조재료를 이용하여 전체를 버그한다. 성형치구는 오토클레이브성형의 성패를 결정짓는 중요한 아이템이기 때문에 재질, 수치정도, 강도. 강성, 표면손질, 내구성, 열용량등 충분한 사전검토하에 제작된다. 종래 알루미늄과 스틸의 금속형과 수지형이 사용되어 왔지만 최근에는 성형품과 열팽창, 열용량을 합하기 위해 저팽창합금과 CFRP제 치구가 이용되고 있다.

3.1.4 오토클레이브 경화

패킹을 부착한 성형치구를 오토클레이브 장치에 삽입한다. 대표적 오토클레이브 성형 시스템은 진공라인에서의 버그내부를 감안하면서 가열히터로 가열한 고온가스 (통상 질소)로 가열 가공함으로써 프리프레그 적층물을 치구에 압착하여 정밀화하고, 에폭시수지의 중합가교반응을 일으켜 경화하여 소정의 복합재료 성형품을 얻는다. 오토크레이브 내부의 가열가압조건을 경화사이클(cure cycle) 또는 히트사이클(heat cycle)이라 하고, 슈지의 종류, 부품형상, 구성(적층판 또는 샌드위치판)등에 따라 달라진다.

고품질의 성형품을 얻기 위해서는 균일 가열점에서 승강온 속도와 중간온도. 시간설정, 또 수지유동과 보이드(void) 방지점에서의 타이밍 설정이 중요하다. 이 가압 타이밍을 결정하는 방법의 하나로 에폭시수지의 경화중의 전기적 특성변화를 온라인으로 모니터 하여 최적시기를 결정하는 방법 등이 사용되고 있다. 또 오토클레이브 성형에서의 보이드 발생. 성장. 소멸 매카니즘을 이론적으로 해명한 연구도 진척되어 에폭시수지에 대한 공기와 수분의 용해, 확산현상을 정확히 잡아 경화 사이클(cure cycle)에 반영하여 보다 고품질의 성형품을 만들려는 시도를 하고 있다.

3.1.5 프리프레그를 이용한 오토클레이브에서의 공정

프리프레그는 앞에서 설명하였듯이 반 경화된 상태여서 오토클레이브에서의 경화는 일반 수지에 의한 경화와는 다르다.

Fig. 11은 일반적인 오토클레이브에서의 성형공정을 나타내고 있다.

Fig. 12는 본실험에서 사용된 프리프레그를 이용한 오토클레이브 성형을 보여주고 있다.

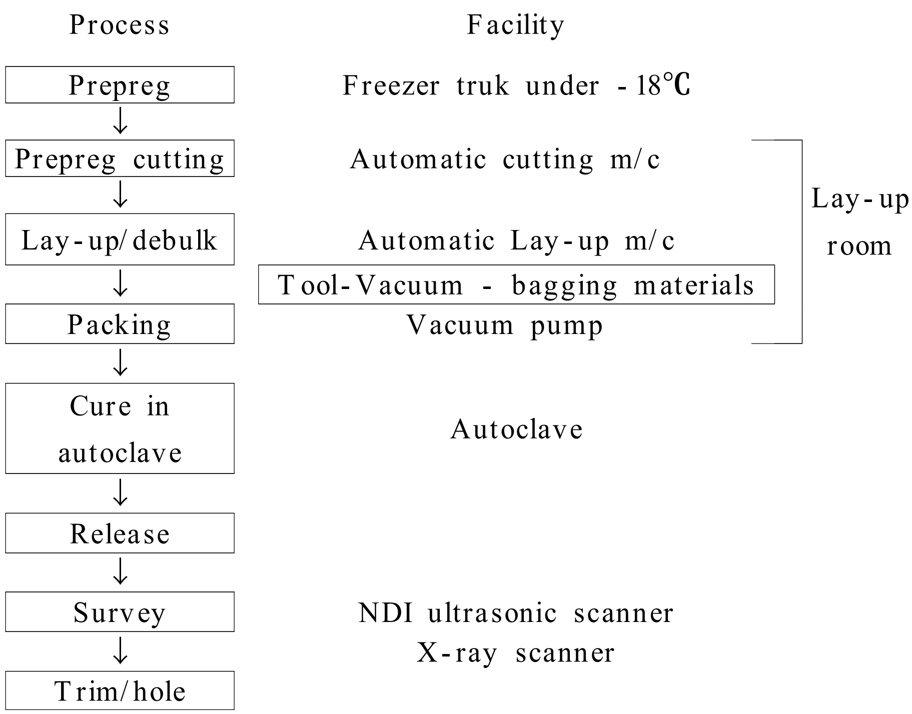
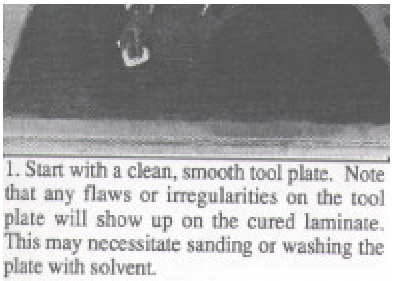
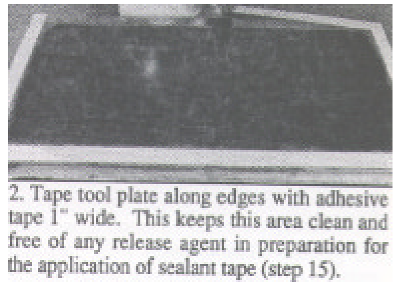


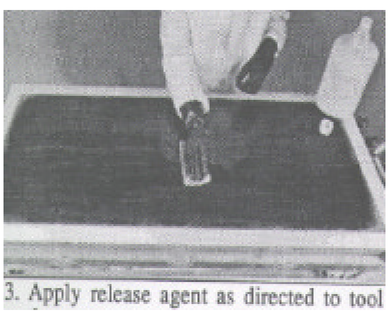
Fig. 11 Process of Autoclave.

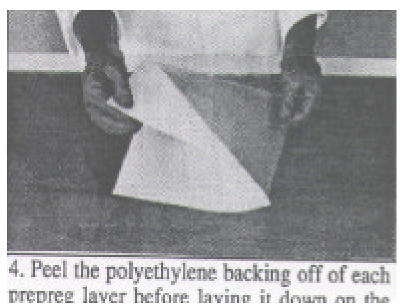




Step 1. Start with a clean, smooth tool plate. Note that any flaws or irregularities on the tool plate will show up on the cured laminate. This may necessitate sanding or washing the plate with solvent.

Step 2. Tape tool plate along edges with adhesive tape 1″ wide. This keeps this of any release agent in preparation for the application of sealant tape(step15).

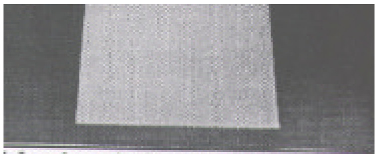




Step 3. Apply release agent as directed to tool surface.

Step 4. Peel the polyethylene backing off of each prepreg layer before laying it down on the tool.

Fig. 12 Honeycomb panel fabrication.



i. Lay down the first ply in the center of the ool, making sure that it is smooth and free f wrinkles and distortion.

6. Lay each subsequent ply directly over the first, lining up the edges. This is important to ensure proper fiber orientation. Include film adhesive where and if it is called for.

Step 5. Lay down the first ply in the center of the tool, making sure that it is smooth and free of wrinkles and distortion.

Step 6. Lay each subsequent ply directly over the first, lining up the edges. This is important to ensure proper fiber orientation. Include film adhesive where and if it is called for.

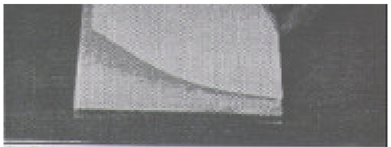
7. A roller may be used to remove any trapped air bubbles and wrinkles from the layup.

8. The core is laid down in the same manner as the prepreg, with the edges lined up with the prepreg plies.

Step 7. A roller may be used to remove any trapped air bubbles and wrindles from the layup.

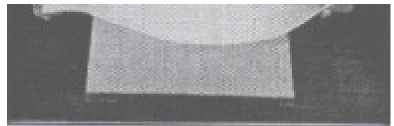
Step 8. The core is laid down in the same manner as the prepreg, with the edges lined up with the prepreg plies.

-Continued-



9. Subsequent prepreg plies are laid up on top of the core in the same way as shown in steps 5 through 7. Again, a roller may be used to smooth out the plies.

Step 9. Subsequent prepreg plies are laid up on top of the core in the same way as shown in steps 5 through 7 Again, a roller may be used to smooth out the plies.

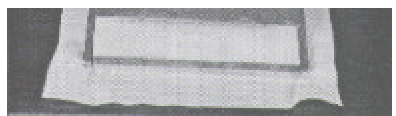


10. Place a layer of release film over the laminate. This layer should overhang the laminate on each side by at least 3 to 4 inches (8 to 10 cm). The release film layer allows volatiles to escape while containing resin.

Step 10. Place a layer of release film over the laminate. This layer should overhang the laminate on each side by at least 3 to 4 inches(8 to 10 cm). The release film layer allows volatiles to escape while containing resin.

11. Place supports around edges of the laminate to prevent core crush when vacuum and pressure are applied. The supports should be placed over the release film so that they do not stick to the laminate. 1/2" metal strips (flat stock) are used here.

Step 11. Place supports around edges of the laminate to prevent core crush when vacuum and pressure are applied. The supports shoild be placed over the release film so that they do not stick to the laminate. 1/2″ metal strips(flat stock) are used here.

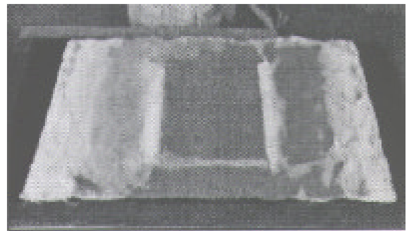


12. A caul plate is placed over the laminate. This plate, like the tool plate, should be both clean and smooth.

Step 12. A caul plate is placed over the laminate. The plate, like the tool plate, should be both clean and smooth.

-Continued-

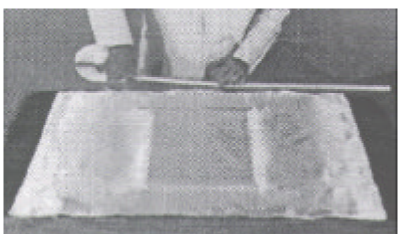
13. Place four to six layers of breather ply material on top of the part. This allows for the movement of air and of volatiles while part is being cured



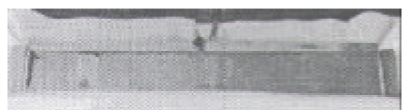
14. Remove adhesive tape from the edges of the tool.

Step 13. Place four to six layers of breather ply material on top of the part. This allows for the movement of air and of volatiles while part is being cured.

Step 14. Remove adhesive tape from the edges of the tool.



15. Replace with sealant tape and remove the sealant backing.

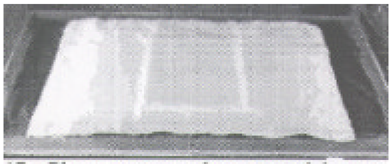


16. Insert thermocouples on top of sealant tape. Thermocouples must be stripped at the point where they contact the sealant tape in order to avoid leakage. Put a piece of sealant tape over the thermocouples to secure and complete seal.

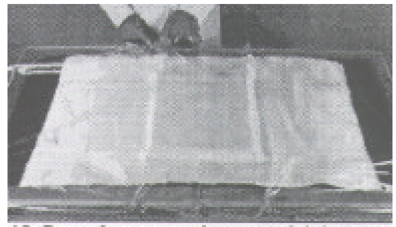
Step 15. Replace with sealant tape and remove the sealant backing.

Step 16. Insert thermocouples on top of sealant tape. Thermocouples must be stripped at the point where they contact the sealant tape in order to avoid leakage. Put a piece of sealant tape over the thermocouples to secure and complete seal.

-Continued-



17. Place vacuum bag material over assembly. The vacuum bag layer should be large enough to accommodate the volume of the part.



18. Press the vacuum bag material down on the sealant tape to ensure a good seal.

Step 17. Place vacuum bag material over assembly. The vacuum bag layer should be large enough to accommodate the volume of the part.

Step 18. Press the vacuum bag material down on the sealant tape to ensure a good seal.

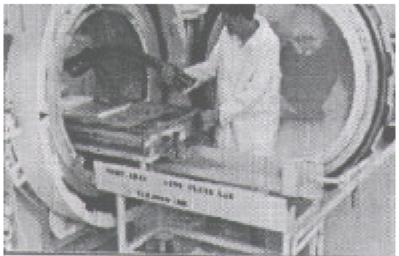
vacuum lines. Pull 5 inches of Hg
ı) of vacuum and hold for 20 tc
ıutes. Do not exceed this limit of 5 in
gher vacuum may cause the facеshee
mple" over the honeycomb cells. Du
20 to 30 minute period a leak check
nade.

20. Put the part into the autoclave and hook up the vacuum lines. Start the autoclave run. Table 5.1 shows a typical autoclave cure cycle.

Step 19. Turn on the vacuum pump and connect the vacuum lines. Pull 5 inches of Hg(17kPa) of vacuum and hold for 20 to 30 minutes. Do not exceed this limit of 5 inches - higher vacuum may cause the facesheets to "dimple" over the honeycomb cells. During this 20 to 30 minute period a leak check can be made.

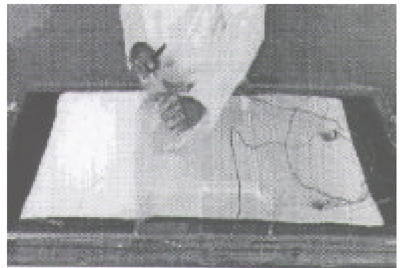
Step 20. Put the part into the autoclave and hook up the vacuum lines. Start the autoclave run.

-Continued-



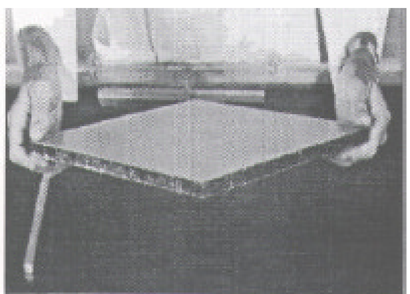
21. After cure, the part is removed from the autoclave...

Step 21. After cure, the part is removed from the autoclave...



22. ...and the bag material, breather plies

Step 22. ...and the bag material, breather plies and release film are removed.



23. The finished part is shown.

Step 23. The finished part is shown.

24. The above picture shows the tools

Step 24. The above picture shows the tools needed for this procedure.

- Continued-

제 4 장 항공기 수리의 일반

항공기용 부품의 복합재료가 증가함에 따라 전세계 항공기와 군용기의 증가 속도보다 더욱 빠르게 증가하며 이는 약 15-20% 정도에 달한다. 항공용 복합재료부품의 수리는 대개 사용환경에 따라 manufacturing repair for OEM 과 maintenance repair for air lines 로 나뉜다. 수리의 결과는 비슷할 지라도 사용되는 스펙과 그 작업방법이 조금 상이하다. 첫 번째의 경우는 수리를 위해 Boeing과 같은 major 항공기 제작사의 스펙에 따라 수리작업을 하나, 두 번째의 경우는 오히려 국내 대한항공과 아시아나항공과 같은 에어라인사의 자체적인 작업방법에 따른다.

수리의 형태는 hot bond, cold bond, bolted repair로 3가지로 나뉘고, 기계적인 패스너에 의한 결합(볼트에 의한 결합)은 미리 경화가 된 복합재료나, 알루미늄시트로 손상부위에 덧 대는 것으로 아주 빠른 작업이 가능하나 대상부품의 이면까지 수리가 어렵고, 본래의 힘을 응력 지역 이면까지 되돌리는 것이 어렵다. 접착제에 의한 수리는 좋은 조건에서 매우 빠르고, 영구적이나 정확한 두께, 프리프렉 플라이의 방위, 곡면 조각의 외형에 대한 것을 고려해야 하고, 같은 높이의 수리가 어렵다. Co-cured 수리는 손상된 층을 제거하고 신재료층을 같은 높이의 공기역학적 수리가 허용되는 공간에 두고 경화시킨다.

본래의 외형으로 수리되는 것과 공기역학적 부드러움, 어떤 크기나, 스킨의 두께, 섬유의 방위도 맞출 수 있다는 장점과, 에폭시 수지 프리프렉류(대개 항공기 부품은 에폭시 메트릭스가 사용됨)의 냉동저장이 필요하고, 경화되기 위해서는 많은 열과 압력이 필요하다.

본 연구논문에서는 co-cured repair에 대한 집중적으로 연구

했다. 복합재료수리에는 설계수명, 형상/적합성/기능, 장력, 내구성, 접근성, 재료의 선정, 검사등의 7가지 기초설계요소를 반듯이 고려하여한다.

수리를 위한 레이업 전 대개의 경우 depaint과정이 필요하고 이를 위해서는 random orbital sander 에 의한 샌딩방법, 플라스틱 비드 플라스터에 의한 방법과 거칠은 사포에 의한 surface abrasin, step sanding 방법이 있으니 마지막의 경우가 항공용 부품작업에서 일반적으로 사용된다. 프리프렉의 직경이 중심쪽으로 1인치씩 작아지도록 샌딩작업을 한다.

이러한 작업 후 손상된 하니컴 코어를 제거하기 위해 고속라우터나 grit/diamond edge hole saw를 사용한다. 제거된 이 공간을 메우기 위해 같은 직경의 같는 사양의 하니컴이 커팅되어 준비된다.

수리작업의 옵션으로 hot bond repair 와 cold bond repair로 나뉜다. Hot bond repair에서는 wet lay-up의 경우는 200F-230F, 그 외의 경우는 250F, 350F에서 성형이 되고 SRM(Structural Repair Manual)에 따라 작업한다. Cold bond repair는 성형온도가 최대 150F까지 허용되고, 영구적인 수리 전 주기적인 검사를 요구하는 임시적인 수리법이다. Damaged area 에 대한 고찰을 해보면, 이 부분은 탄소섬유, 아라미드섬유 혹은 하이브리드 섬유의 여러층을 가지는 에폭시 수지 강화된 복합재료에 대한 수리가 포함되어 있다. 가장 중요한 보통의 구조는 비금속의 하니컴 코아에 의해 분리된 라미네이트로 된 외판의 샌드위치 구조이다. 고체 라이네이트는 작은재료, 하니컴 판넬의 굴곡 가장자리 또는 적당한 위치에 사용된다. 이에 따른 과정은 수리선택의 이용에 관계없이 모든 수리에 일반적으로 사용된다. 특별한 수리과정에 한계가 잇는 특수한 공정은 hot and cold 접합과정에 관계되어진 부분에서

이야기 되어진다. 구조물의 비틀어짐을 예방하는 큰 수리에 대한 알맞은 holding 설비를 사용한다. Damaged area는 육안이나 NDI 시험에 의해 결정된다. 수리를 위해 masking작업이 필요하고, skin, core 제거작업을 연속적으로 한다. 하니컴코아를 프리프렉 플라이를 다시 레이업한다. 복합재료의 수리를 위해 oven이나 autoclave, heating console이 필요하다. 오븐이나 오토클레이브를 사용하는 경우 전체 부품을 시설내로 이동시켜 경화하여야 하나, heating console을 쓰는 경우, heat blanket에 의해 국부적으로 열과 압력을 전달한다. 작업온도에 따라 상온경화, 250F, 350F로 나뉜다.

본 장에서는 항공기 수리를 위한 일반적인 내용을 다루기로 하겠다.

항공기 복합재료의 수리시에 압력과 열은 표면에 일정하게, 가능하면 계속해서 수리부위가 완전히 경화될 때까지 가해져야 한다. 일반적으로 부분적인 honeycomb 수리용 kit가 사용되고 있으며, 이 kit는 진공배깅 재료 및 장비를 비롯한 다양한 가압 및 가열 장비를 포함하고 있다. Fig 13은 이러한 Kit의 모습을 보여주고 있다.[11]

Fig. 14의 (a)는 완전히 진공 배깅된 수리 표면의 단면도를 보여주고 있다. 이것을 압력과 온도, 그리고 진공 조건을 주어 수리하게 된다. Fig. 14의 (b)는 일반적으로 사용되는 것으로 곡면 부분이나 평판의 부분에서도 방법의 미소한 차이가 있으나 그 원리는 같다.

4.1 가열하는 방법

가열하는 방법의 차이로 여러 가지 특징적으로 아래와 같이 나누어 질 수 있다.

① 가열 램프(heating) : 이 장비는 온도를 정밀하게 조절 할 수 없고, 열이 한 점에 집중 될 수 있다는 단점으로 복합재료

부품을 가열하는데 가열 램프의 사용은 효과적이지 못하다.

② 가열 건(heat gun) : 복합재료 부품의 경화에 가열 건이 사용될 때 그것은 반드시 감시기를 사용하여 제어해 주어야 한다. 전형적인 가열 건은 계속 켜져 있을 때 화씨 500 750℃의 온도를 발생시킬 수 있다. 만일 경화 온도가 화씨 350℃이고 가열 건이 부품을 경화시키는데 사용된다면 일정한 열을 유지하기 위해 가열 건은 반드시 제어기로 감시되어야 한다. 가열 건을 열전쌍(thermocouple)을 사용하여 일정한 오도로 조절하기 위해 제어 유니트(control unit)를 함께 사용한다.

③ 오븐 경화(oven curing) : 오븐은 일정하게 조절되는 온도를 모든 표면 위에 제공해 준다. 복합재료를 경화시키기 위해서 사용되는 오븐은 반드시 그 사용목적에 부합되어야 한다. 이것은 금속이 복합재료보다 더 빨리 가열되기 때문에 금속 밑에 있던 접착제를 변형시켜서 접합 실패를 일으킬 수 있기 때문이다.

④ 오토클레이브(autoclave) : 오토클레이브는 일반적으로 복합재료의 생산에 사용되고 부품을 재생산 수리하는 경우가 아니면 수리 절차에는 보통 사용되지 않는다.

⑤ 열 담요(heating blankets) : 열담요는 아마도 수리 작업할 때 복합재료 부위에 열을 가하기 위해서 가장 널리 채택되는 방법일 것이다. 이것은 필요이상의 넓은 부위에 열을 가하지 않으면서 필요한 부위에만 균일하게 열을 가해 줄 수 있다. 열 담요는 보통 제어기나 이보다 더욱 정밀한 가열 패치 본딩 머신(heat patch bonding machine)과 함께 쓰인다. 열 담요는 진공 배깅과 함께 사용되어 열이 표면위로 직접 전달되게 한다.

⑥ 핫 패치 본딩 머신(hot patch bonding machine) : 간단히 말해서 핫 패치 본딩 머신은 두가지 기능을 한다. 첫째, 진공 펌프를 사용하여 대기압을 가한다. 둘째, 열 담요의 형태로 열

을 가열한다. 만일 경화될 부품의 모양이 매우 복잡하다면 열담요를 핫 본딩 머신과 함께 사용하는 대신에 가열 건(heat gun)을 사용할 수 있다.

4.2 가압(applying pressure)

복합재료의 수리시에 압력과 열은 표면에 일정하게, 가능하면 계속해서 수리부위가 완전히 경화될 때까지 가해져야 한다. 다양한 공구와 장치들이 기계적인 압력을 가하는데 사용된다. 진공(vacuum bagging)은 가장 널리 사용되고 선진 복합재료의 사용시의 가압 방법으로 인식되고 있다.[12]

① 압력자루(shot bag) : 이 방법은 클램프(clamp)를 사용할 수 없는 넓은 곡선표면에 사용될 때 효과적이다.

② 클레코스(clecos) : 클레코스는 수리되는 부분의 뒷면을 지지하기 위해서 미리 모양새를 만들어 놓은 카올 클레이트(caul plate)와 함께 사용된다.

③ 스프링 클램프(spring clamp) : 스프링 클램프를 사용할 때 해당지역에 압력을 고루 분포시키기 위해서 반드시 카울 플레이트를 사용해야 한다.

④ 필 플라이(peel ply) : 필 플라이(peel ply)는 진공 배깅 공정시에 사용되는 나일론 천으로서 수리지역으로부터 브리더(bleeder), 진공 배깅 플라스틱 등의 제거를 용이하게 해준다.

⑤ 진공 배깅(vacuum bagging) : 진공배깅은 아마도 수리부분에 압력을 가하는 방법 중 가장 효과적인 방법일 것이다. 가능하다면 이 방법을 항상 사용해야 한다. 이러한 진공배깅에 사용되는 일반적인 재료들은 생산자에 따라서 여러 종류가 있다. 재료들의 목록은 아래와 같다.

- 진공 배깅 필름 : 부품을 덮어서 공기를 밀폐시켜 준다.
- 밀봉 테입(sealant tapes) : 밀봉 테입은 원래의 부품 표

면과 배깅 필름 사이에 양의 밀봉을 유지하기 위해서 사용된다.

- 릴리스 천과 필름(release fabrics and films) : 수지를 흡수한 젖은 패치와 다른 진공 배깅 재료들 사이에 장벽이 필요할 때 사용된다.

- 필 플라이(peel plies) : 나이론이나 폴리에스테르 필리스 천은 경화과정 동안에 젖은 수지 바로 위에 사용될 수 있다. 그것은 여분의 수지를 수리되는 부품에 붙지 않게 하고 블리더 재료를 통해서 빠져나가게 하는데 사용된다.

- 릴리스 필름 : 필름에 있는 홀들은 여분의 수지가 홀을 통하여 블리더로 흘러들어가게 해준다.

- 블리더(bleeders) : 여분의 수지를 흡수하는데 사용하는 흡수재료이다.

- 브리더(breathers) : 공기가 밸브나 부품의 표면을 통해서 흘러가게 하는데 사용되는 무명처럼 생긴 투박한 재료이다.

- 코킹 플레이트(calking plate) : 여분의 압력을 더해주고 경화되는 부분의 곡선면을 부드럽게 해주기 위해서 사용된다.

- 단열 플라이(insulation plies) : 진공 배깅 필름의 밑, 열담요의 윗부분에 추가될 수 있다. 이것은 경화과정 동안에 단열을 위해서 그리고 열손실을 최소로 하기 위해서 사용된다.

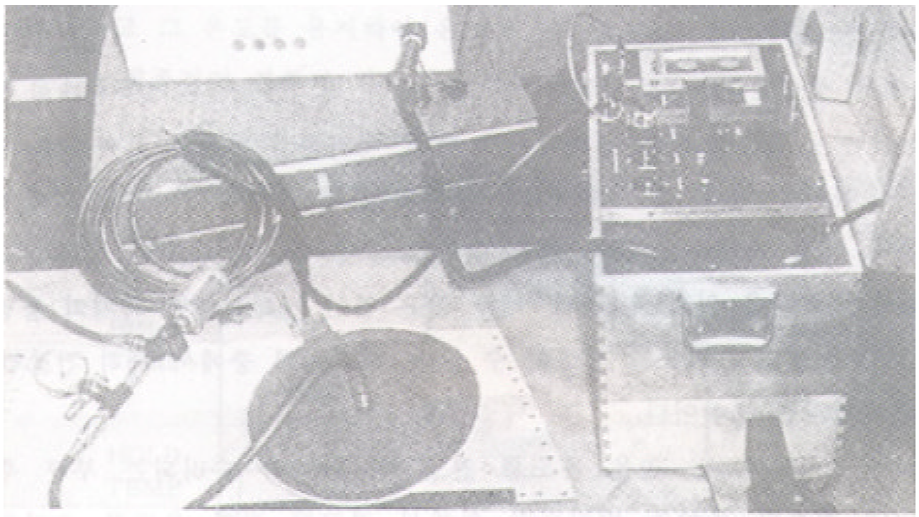
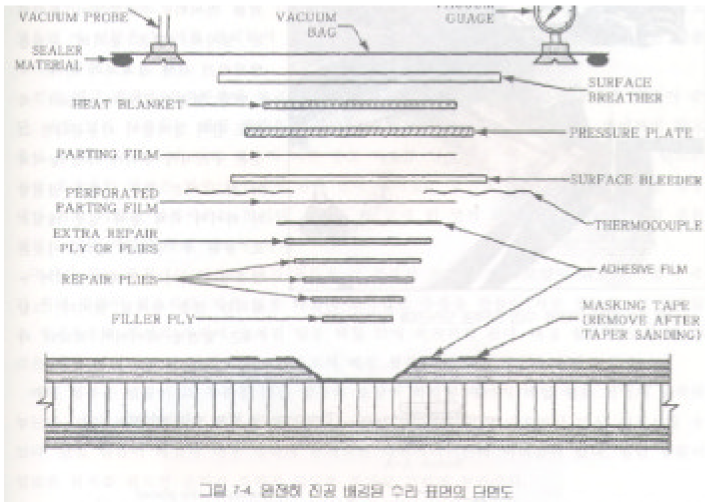
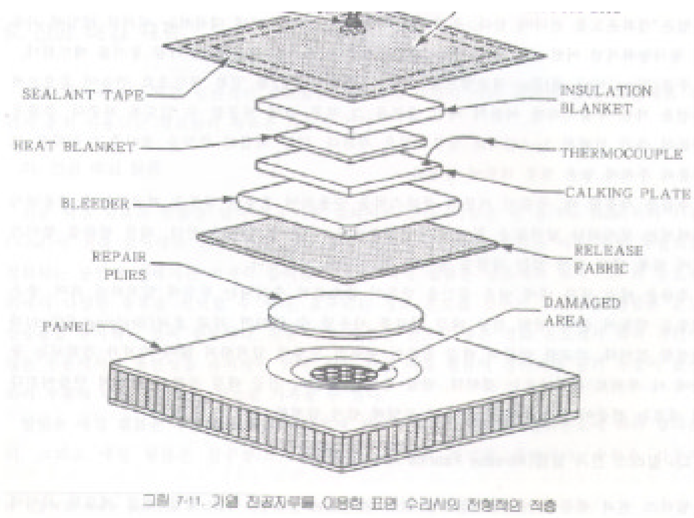


그림 8-1. 진공 가열(Vacuum Heating) 담요로 수리 부위를 경화시키는 장면

Fig. 13 Repair kit.



(a)



(b)

Fig. 14 Diagram of composite repair.

제 5 장 실험 재료 및 실험 방법

5.1 실험 재료

본 연구에서 사용되어진 재료는 면재로 사용된 프리프레그는 CYTEC FIBERITE社에서 제조한 glass/epoxy prepreg style 7781 프리프레그를 사용하였다. 이 프리프레그의 경화온도는 260 °F 이다. 심재로는 HEXCEL社에서 제조한 Nomex honeycomb core를 사용하였고, cell size는 3/16″을 이용하였다. block 접합제는 3M scotch-weld EC 2216 A/B 접착제를 이용하였다.

프리프레그는 반드시 냉장 보관을 하여야 하는데, 이는 일정한 시간동안 온도가 어느 정도 이상으로 올라가면 경화가 시작하기 때문이다. 따라서 사용하는 프리프레그의 'Out of freezer life'인 재료가 실질적으로 보관용 냉장고 밖에서 필요에 따라 절단되거나 이동되는 시간을 최소화하도록 하여야 한다. 실험에 사용한 프리프레그의 'Out of Freezer Life'는 다음과 같다.

- 보관 수명(Storage Life) : 10 ℉ (-12℃), 180 days
- 취급수명(handling life)
  - 11 80 ℉ (27℃) : 시간당 1 노출단위
  - 81 100 ℉ (38℃) : 시간당 3 노출단위
  - 100 ℉ 이상의 온도에 노출 시 사용할 수 없다.

하니콤 코어로 HEXCEL 사에서 제조한 3/16″의 Hexagonal Cell을 가진 Nomax 허니콤 코어를 사용하였다. Table 4에 실험에 사용한 허니콤 코어의 기계적 물성치를 나타내었다.

하니콤 코어는 보관 시 제작에 필요한 크기로 절단시킨 후 폴리에틸렌 백으로 포장·밀봉을 시켜 실온 보관을 하였다. 이는 허니콤 코어가 수분을 흡수하면 치수의 변화가 발생하기

때문이다. 그러나 실제 작업에 사용되기 전에 110 120 ℉ 에서 약 5 10분간 건조시키면 원래의 치수로 바로 잡을 수 있다.(12)

Table 4 The mechanical properties of the used prepreg.

Mechanical Properties	Style			
	120 or 220		7781	
	Class 1	Class 2	Class 1	Class 2
Compression ULT. (ksi)				
75±5 ℉	54	45	54	45
350 ± ℉	27	24	32	25
Compression Mod. (Msi)				
75±5 ℉	2.9	2.5	3.1	2.7
350 ± ℉	2.2	2.1	2.7	2.6
Tensile ULT.(ksi)				
75±5 ℉	41	41	47	47
350 ± ℉	25	25	27	27
Tensile Mod. (Msi)				
75±5 ℉	2.9	2.9	3.1	3.1
350 ± ℉	2.4	2.4	2.5	2.6

Table 5 The mechanical properties of the used honeycomb core.

TYPE	DENSITY	Nomex honeycomb core									
		Compression Strength (psi)		L. Shear Properties				W. Shear Properties			
				ULT. psi		MOD. psi		ULT. psi		MOD. psi	
		MIN. AVG.	MIN. IND.	MIN. AVG.	MIN. IND.	MIN. AVG.	MIN. IND.	MIN. AVG.	MIN. IND.	MIN. AVG.	MIN. IND.
I	3.0	250	200	155	140	5.200	4.500	84	67	2.800	2.500

5.2 시편 제작

본 실험에서 사용된 오토클레이브(Autoclave)는 에서와 같은 경화 사이클(cure cycle)에 의한 경화 온도 조건과 압력을 적용하였다.

인장과 압축을 하기 위한 시험편의 제작을 위해서 수리 시와 같은 조건으로 정상상태의 시편에 1, 2, 3, 4회 반복경화와 50, 100, 150시간의 노출 시간을 준 시험편을 제작하였다. Fig. 15에서 보는 바와 같이 처음 시험편의 경화의 시간이 90분임을 생각한다면 50시간의 시간은 약 33회에 걸친 수리의 경화를 진행한 것과 같은 조건을 나타낸다.

Interlaminar share test와 Flatwise tensile test의 시험을 위해서는 정상상태의 시험편에 10, 50,100, 150시간의 노출 시간을 준 시험편을 제작하였다. 노출 시킨 시험편을 Fig. 16은 Interlaminar share test, Fig. 17은 Flatwise tensile test specimen의 오토클레이브에서의 성형 모습이다.

Flatwise tension specimen은 시편과 알루미늄 블록과의 접착은 3M 2216 Adhesive Film을 사용하였다. 이것을 상온에서 24시간 경화 후 70℃에서 1시간 경화 시켰다. 이것을 상하 방향으로 Cross head speed는 최대 파단하중이 3 6분 사이에 일어날 수 범위에서 정하였다.

각 시험편의 실제 모양을 Fig. 17에서 보여 주고 있다.

DMA(Dynamic Mechanical Analysis)의 시험편 제작 또한 정상상태의 시험편을 1.5, 3, 4.5, 6, 7.5시간의 노출 시간을 준 시험편을 제작하였다.

DSC(Differential Scanning Calorimetry)의 시험편의 제작을 위해 정상상태의 시험편을 1, 2, 10, 20, 30, 40, 50, 100, 150시간의 노출 시간을 준 시험편을 제작하였다.

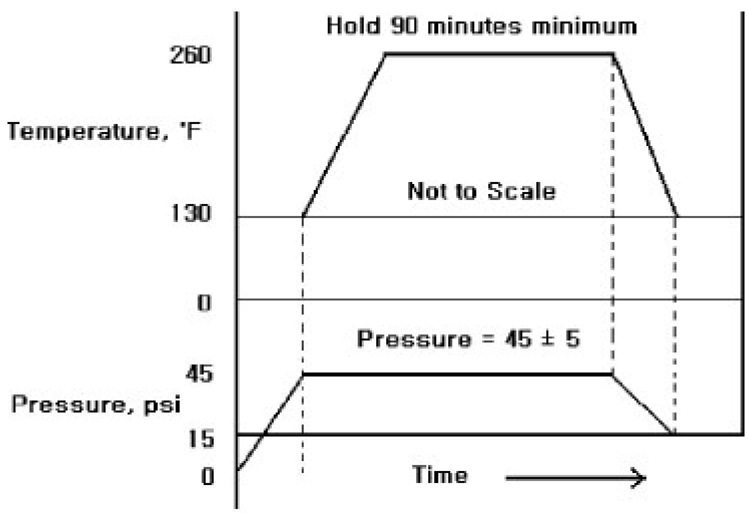


Fig. 15 Autoclave cure and pressure cycle.

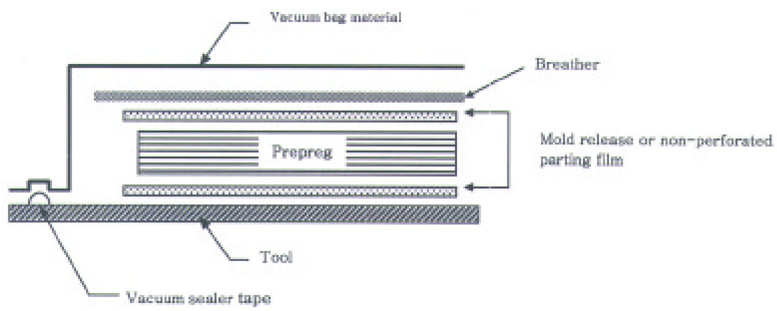


Fig. 16 Interlaminar share test specimen
in autoclave.

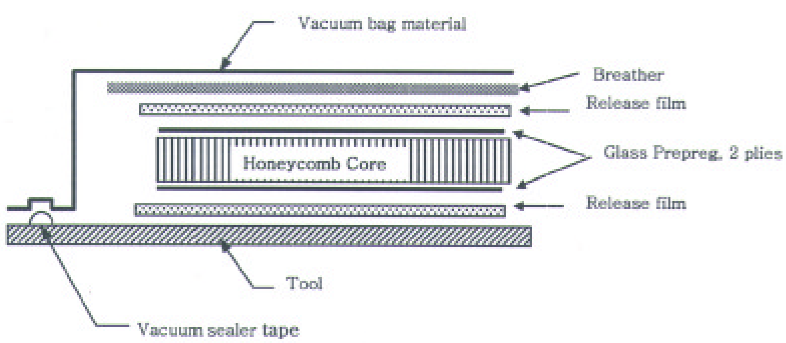
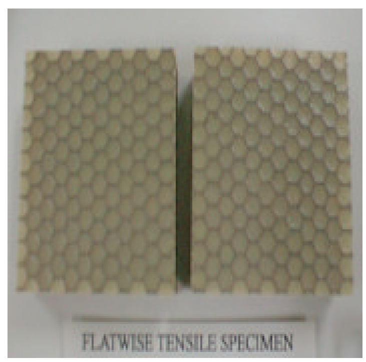


Fig. 17 Flatwise tensile test specimen
in autoclave.

(b)



(c) (d)

Fig. 18 Test specimen.
(a)Tensile (b)Compressive
(c)Interlaminar shear (d)Flatwise tensile

5.3 실험 방법

5.3.1 인장·압축시험

제작된 시험편을 만능시험기로 test 하였다. Fig. 19과 Fig 20은 만능시험기에 시험편을 장착한 상태로 strain 게이지가 장착되어 있다는 것을 알 수 있다.(13)(14)(157)(16)(17)

Fig. 19 The real shape of the used tensile test machine.

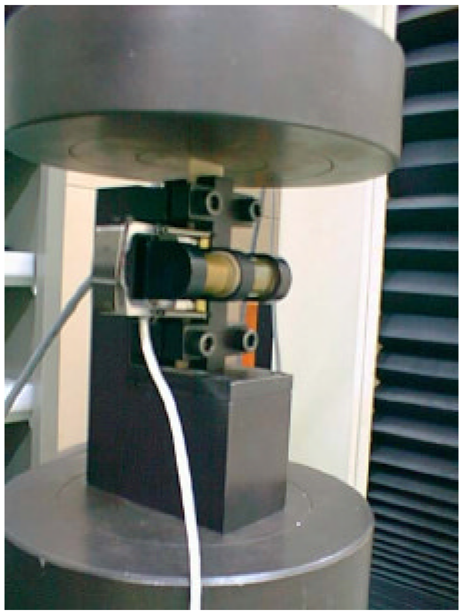


Fig. 20 The real shape of the used compressive test machine.

5.3.2 Interlaminar shear test

Interlaminar shear test를 실시하기위해선 시험편의 모양에 따른 두가지의 방법이 있다. Fig. 21는 Interlaminar shear test를 위한 두가지 test 방법을 보여 주고 있다. (a)는 실제 굴곡이 있는 항공기 부품이나 굴곡으로 만들어진 시험편에 사용되어지고, (b)는 평면의 항공기 부품이나 시험용으로 많이 쓰여지고 있다. 본 시험에서는 시험편의 제작의 용이를 위해 (b)의 시험법을 사용하였다.(18)

Fig. 22에 나타나듯이 제작된 시험편을 diamond wheel cutter machine을 이용하여 절단하여 실제 시험한 모식도이다.

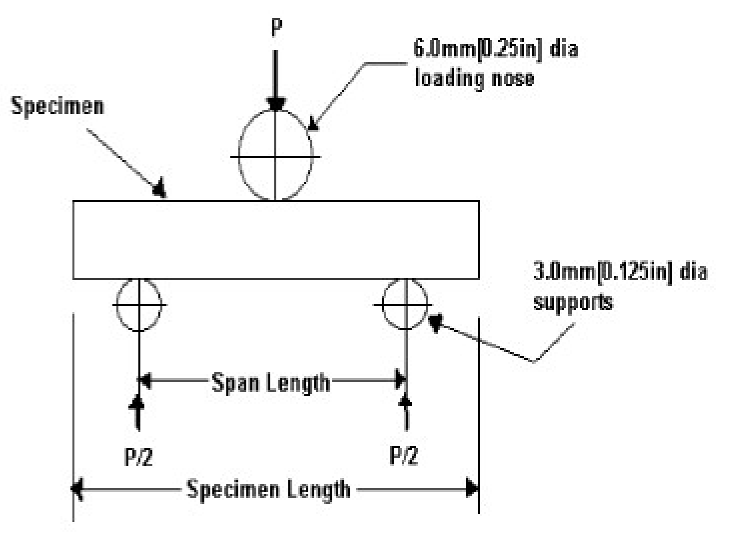


Fig. 21 Type of shear load diagram.

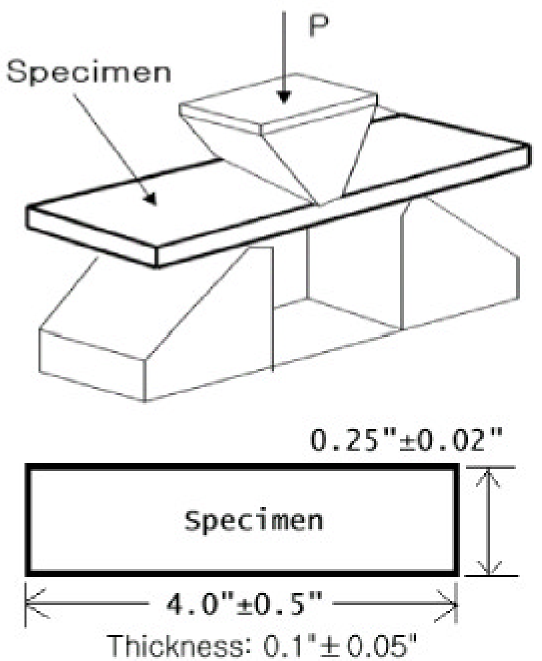
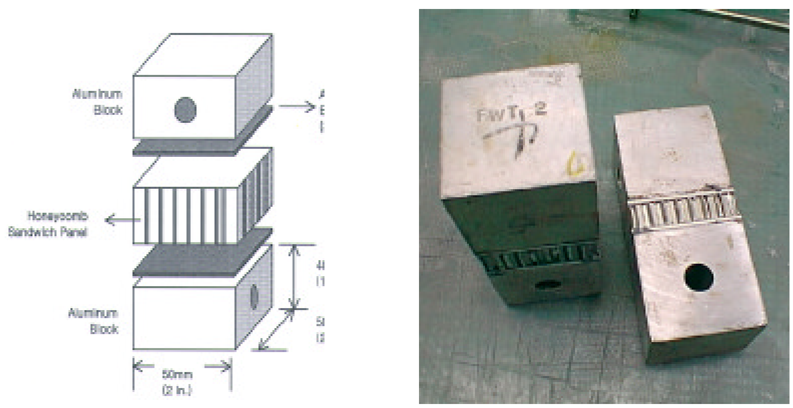


Fig. 22 The diagram interlaminar shear test.

5.3.3 Flatwise tension Test

Fig. 23은 제작된 Flatwise tension specimen을 보여 주고 있다.

이렇게 제작된 Flatwise tension specimen은 앞에서 행하여진 인장, 압축, 그리고 interlaminar shear test 보다 좀더 정확한 수지만의 강도를 보기 위해서 제작하였다. 일반적인 프리프레그는 수지가 함침되어 있어서 그 자체가 접착제 역활을 하고 있고, 본 시험에서 사용된 glass/epoxy prepreg style 7781 프리프레그는 그 자체의 수지의 함침량으로도 접착이 가능하게 제작되었으므로 그 접착강도를 알아볼 필요가 있다. 이러한 이유로 제작된 시험편을 Flatwise tension test machine을 이용한 test를 실시하였다.(19)



(a) (b)

Fig. 23 The diagram and the real shape of flatwise tension specimen.

5.3.4 DMA(Dynamic Mechanical Analysis)·DSC(Differential Scanning Calorimetry)

본 시험에서 사용된 DMA의 시험편은 Laminate 시험편을 사용하였으며, 승온속도는 10℃/min로 하였으며, 시용온도 범위는 40 250℃로 하였다. Fig. 24는 DMA 시험 장치의 실제 모습이다. 장비는 Dupon Instruments의 DMA 983을 사용하였다. Amplitude는 2mm로 하였으며, DMA Resonant mode로 하여 시험하였다.

Fig. 25은 DSC 시험 장비의 실제모습이다. Aluminum Pan을 사용하여, 첫 번째로 20℃/min의 승온 속도로 40 180℃까지 승온하였으며, 5℃/min로 180 40℃까지 감온하였다. 두 번째로 20℃/min의 승온 속도로 40 180℃까지 승온하였으며, 5℃/min로 180 40℃까지 감온하였다. TA Universal Analysis V2.6D의 DSC2010 시험장치를 사용하였다.[20]

Fig. 24 DMA983 (Dymanic machanical analysis).

Fig. 25 DSC 2910 (Differential scanning calorimeter).

제 6 장 실험 결과 및 고찰

Fig. 26의 (a)와 (b)에서 볼 수 있듯이 인장강도와 압축시험의 결과로 나타난 데이터로는 시험편의 물성값의 변화 모습을 볼 수 없음을 알 수가 있다. 이것은 대부분의 물성값을 보강재가 담당하기 때문에 수지의 영향은 상당히 적게 나타남을 알 수 있었다. 복합재료가 인장이나 압축의 하중을 받을 때, 그 하중의 상당부분은 보강재가 담당하게 된다. 수지 즉 matrix의 역할이 하중의 영향은 받되 그 하중을 보강재에 전달하는 역할을 하는 것으로 사료가 된다.

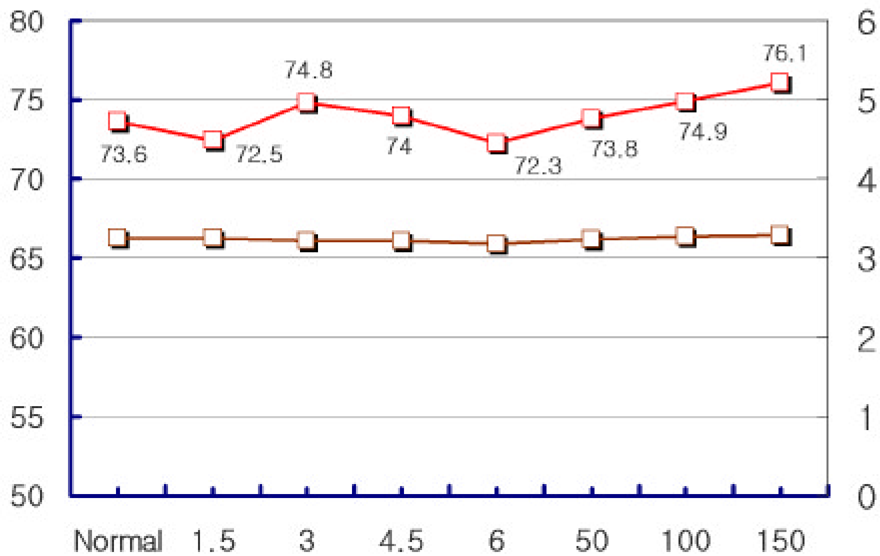
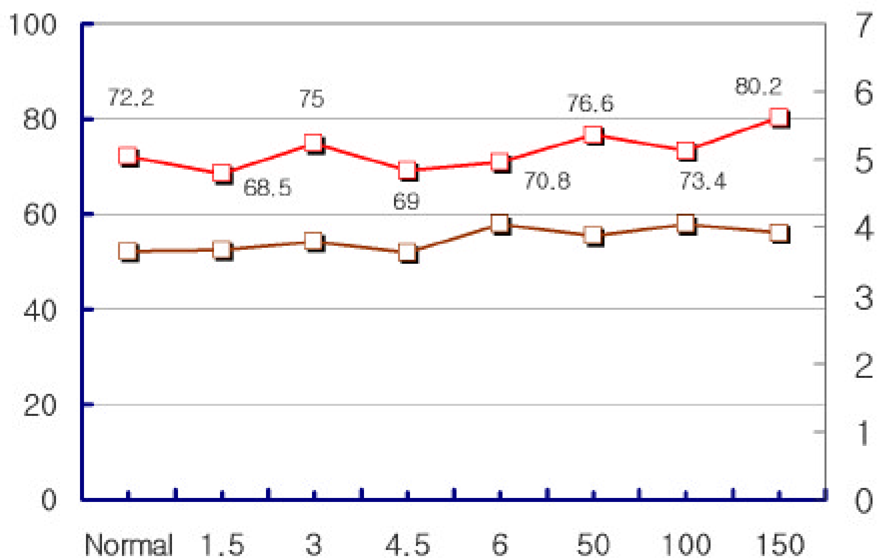


Fig. 26 (a) Tensile Strength test Curve of average data.

-Continued-



(b)Compressive Strength test Curve of average data.

Interlaminar shaer test는 압자에 의한 연속하중의 진행으로 short beam의 파단과의 관계로 그 강도 값이 나타난다. Fig. 22의 (b)에서 Interlaminar shaer load에 의한 하중 값의 계산은 아래의 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$F^{sbs} = 0.75 \times \frac{P_m}{b \times h} \qquad (1)$$

F^{sbs} = Short-beam strength, Mpa (psi)

P_m = Maximum load observed duing the test, N (lbf)

b = measure specimen width, mm(in), and

h = measure specimen thickness, mm (in)

Interlaminar shaer test에서 나타난 시험에서도 보강재의 영향으로 인한 물성의 영향을 뚜렷한 저하 현상과 같은 변화를 볼 수가 없었다. 이러한 보강재의 영향은 복합재료의 물성에 미치는 하중을 수지보다는 더욱 담담하여 수지가 하중을 받아 생기는 박리현상이나 백화현상이 심하게 발생하지 않는 것을 확인 할 수 있었다.

Flatwise tensile test의 변화 곡선인 Fig . 27의 (b)에서 보여지듯이 시간에 관계없이 그 강도값이 감소하는 것을 볼 수 있다. 이것은 인장과 압축시험, 그리고 Interlaminar share test의 시험곡선, Fig 27의 (b)에 나타난 10시간까지의 수지의 변화곡선이나 10시간 이상의 장시간에서의 변화곡선과는 다르다. 그것은 Flatwise tensile test의 시험의 특성인 수지의 접착 특성을 나타내었다고 할 수 있다. 허니콤 코어를 이용한 구조물의 수리에서 허니콤 코어나 프리프레그의 접착은 수지의 접착 강도에 의존한다. 물론 이것은 접착필름이나 기타 접착제의 사용을 배제한 상태를 말한다.

보통의 허니콤 구조물에서 허니콤 코어 부분과 프리프레그의 접착은 수지를 이용하여 사용한다. 수지의 특성상 경화시에 프

리프레그와 허니콤 코어를 접착시키는 역할을 하게 된다. 이러한 수지의 특성으로 복합재료 구조물의 하나인 허니콤 구조물의 수리시 수지의 열간 재 노출에 의해 그 강도 값이 현저히 떨어지는 것을 알 수 있었다. 이것은 수지가 장시간으로 재노출 될 시에는 계면의 박리현상이 발생한 것을 확인 할 수 있었다.

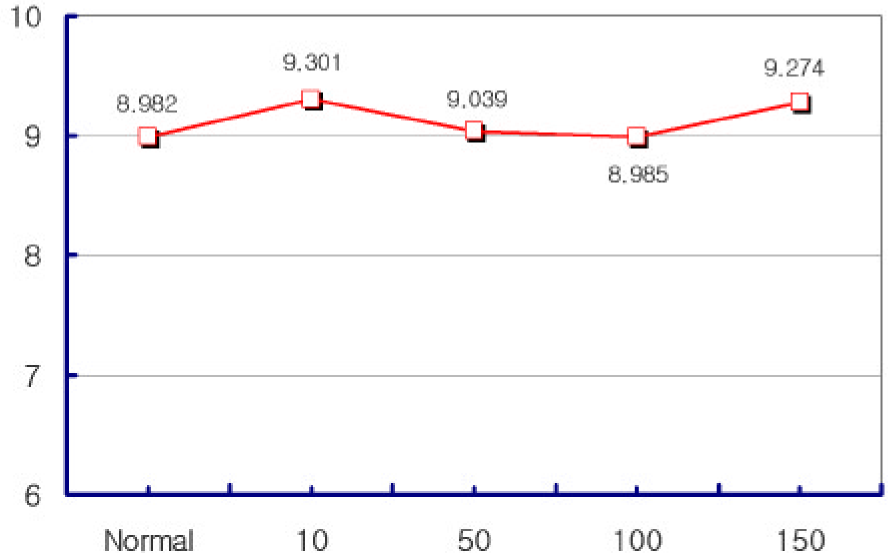
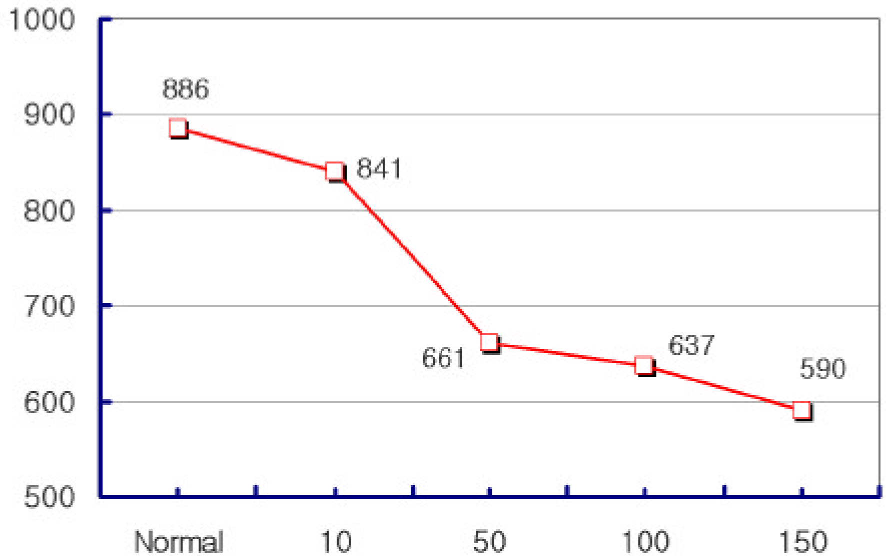


Fig. 27 (a) Interlaminar shear test of average data.

-Continue-



(b)Flatwise tensile test Curve of average data.

Fig. 28은 DMA(Dynamic Mechanical Analysis)에 의한 시험의 물성변화 결과를 나타내고 있다. DMA는 진동하는 외력을 가했을 때 대응하여 발생되는 물질의 변형을 온도에 따라 측정하는 것이다. 이러한 dynamic한 탄성율, 손실 탄성율(loss modulus)와 mechanical damping 또는 내부 마찰력 등을 구할 수 있다. 이러한 원리에 의해 고분자 재료는 대표적인 점탄성체로 점성을 갖는 액체와 탄성인 고무의 특징을 갖고 있는 데 탄성체는 열의 방출 없이 기계적 에너지를 저장하는 능력이 있는 반면, 점성 액체는 에너지를 방출하게 된다. 따라서 고분자 재료가 변형을 하면 에너지의 일부는 potential 에너지로 저장되고 일부는 열로서 방출된다. 이러한 열의 방출을 측정하여 그 변곡되는 점을 유리전이온도(Tg), 즉 유리전이현상을 알 수 있다. 이 시험의 결과로는 앞의 시험인 tensile과 compressive test의 결과값과 같은 것을 알 수 있다. 그것은 이 시험이 수지의 특성을 관찰하기 위한 것인데 보강재의 간섭이 많이 일으킨 것으로 사료가 된다.

Fig. 29는 DSC(Differential Scanning Calorimetry) 장비를 이용한 에폭시 수지의 열적거동을 보여주는 데이터이다. DSC는 온도를 변화시켜 가면서 시료로부터/시료로 흐르는 열의 양(dQ/dt)을 측정하는 방법이다. 즉 시료와 기준 물질을 각각 가열로에 넣고 일정한 온도를 올렸을 때 시료가 흡열을 하면 그와 똑같은 에너지를 시료의 가열로에 공급하며 만약 발열을 하면 발열에 해당하는 만큼의 전기에너지를 기준물질의 가열로에 공급하여 두 개의 가열로 안의 시료접시온도를 항상 같게 한다. 이 때 기록계에는 열의 흐름 dH/dt를 m.cal/sec 단위로 해서 온도의 함수로 나타나게 된다. 본 연구에서는 100℃부근의 온도 변화를 에폭시 수지의 수분흡수에 따른 변화곡선을 보고 유리 전이온도(Tg)를 변화곡선의 중간으로 그 값을 측정하였다. 수지의 열간 재 노출에 의한 상의 변화를 여기서 알 수 있었다.

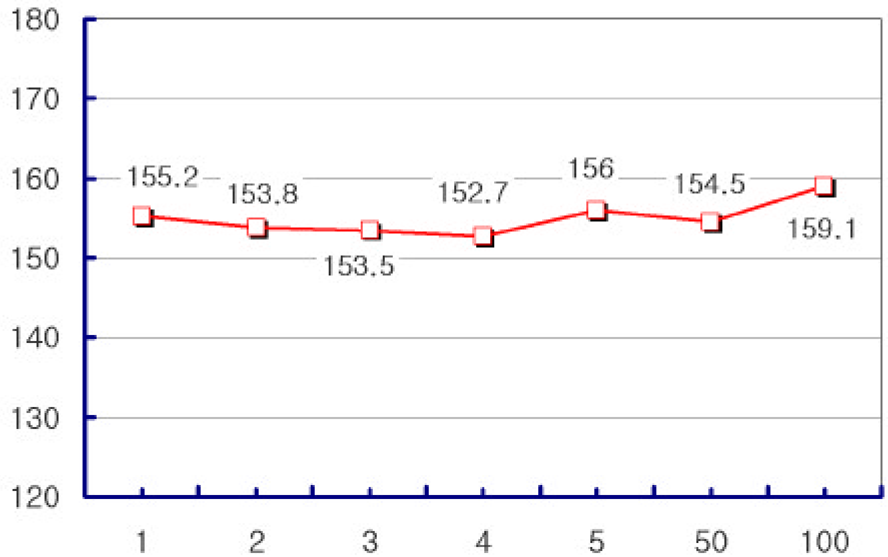


Fig. 28 Glass transition temperature of DMA.

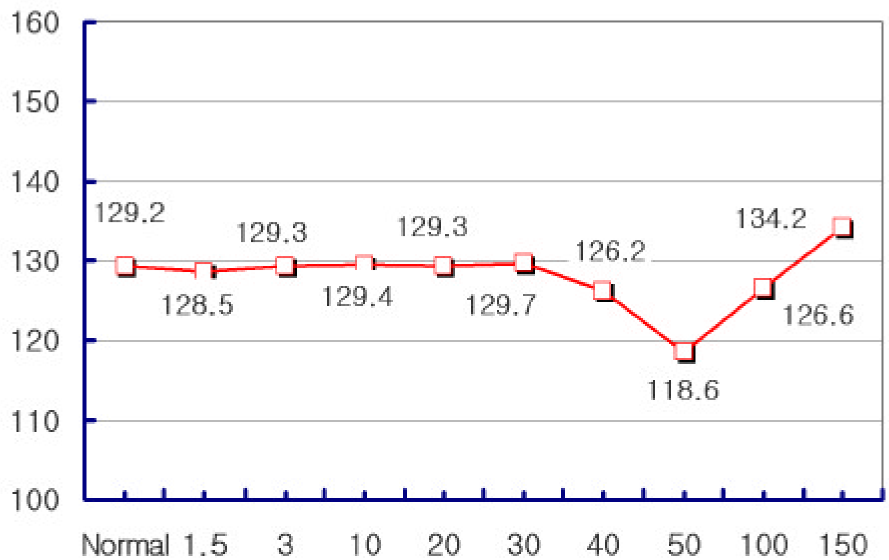


Fig. 29 Glass transition temperature of DSC.

제 7 장 결론

(1) 상기 시험에서 볼 때 한 번 경화된 수지의 물성치는 재경화에 의한 열에 노출되는 빈도가 많을수록 그 값이 떨어지는 것을 알 수 있었다.

(2) 대부분의 수리는 작은 결함이나 손상의 수리를 위한 구조물 전체를 경화시키는 것으로 인해 이러한 열간 재 노출에 의한 박리현상이 두드러지는 것을 알 수 있다.

(3) 이러한 박리현상이 하니콤 구조물의 물성치를 저하시키는 요인이 되는 것을 확인할 수 있었다.

(4) 이러한 물성저하를 최소화하기 위해서는 손상부위의 국부적인 수리가 필요하다고 사료된다. 최소한의 경화온도의 재조정은 보다나은 조건과 박리현상의 지연을 가져올 수 있다는 것을 알 수 있었다.

(5) 또한 몇몇의 그림에서 볼 수 있듯이 일정온도 이상의 고온에서는 물성치의 저하는 계속해서 일어나지 않고 오히려 재상승하는 것을 알 수 있었다. 이것은 본 실험에서 열에 의한 장시간 노출에 의해 postcure가 진행된 것으로 사료가 되나 확실한 원인의 분석을 위해서는 추가적인 시험을 해 보아야 할 것으로 사료된다.

Reference

(1) 김윤해, 한중원 "복합재료학", 효성출판사, p109-116, 2001.03.

(2) George Lubin, "Handbook of Composites", Van Nostrand Reinhokd. p57-87, 1982.

(3) 공군군수사령부 항공기술연구소 "Advance Composite Repair" p66, p193. 2000. 04.

(4) 김광우, 박진택, 이덕보, 최낙삼, "고무의 동탄성계수와 손실계수의 주파수 의존성을 평가하기 위한 양팔 샌드위치보 시험법의 연구" 한국복합재료학회지 2001,6

(5) 권호영, 한준노, 정동석, 이종우 공저 "금속재료" 원창출판사, p 43,2000.7.20

(6) 문창권, 김영대, 노태영 "섬유강화 복합재료에서 섬유열화에 따른 계면특성 변화"한국해양공학회지 제12권 제3호 p31 41 1998.8

(7) 김제헌, 문창권 "섬유강화 복합재료의 내구성에 관한 연구"한국재료학회지 별책, 제7권 제5호 1997.

(8) 제갈영순, 이원철, 권오혁, 윤남균, 임길수, 안종기, 박경준, "케블라/에폭시 프리프레그의 경화특성에 관한 연구" 한국복합재료학회지 2001,4.

(9) 한국기계연구소 "Study on Autoclave Process Technology (Ⅰ)"과학 기술처 1987, 5. p 54

(10) 한국기계연구소 "Study on Autoclave Process Technology(Ⅱ)"과학 기술처 1987, 5. p 29

(11) Andrew C. Marshall "COMPOSITE BASIC"Marshall Consulting, p 1-5 1-20,

(12) Hal Loken and Martin Hollmann "DESIGNING WITH

CORE - Materials and Analysis" AIRCRAFT DESIGNS, INC , P 79
(13) **오세욱, 오환섭, 김상태, 오환교, "재료시험입문", 형설출판사** p85-94, 2000.04
(14) "Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics", Annual book of ASTM D638-99
(15) "Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics", Annual book of ASTM D695-96
(16) **양영호, 황석렬 공저 "최신 기계재료" 선학출판사**, p.25 26, 2000.7.25.
(17) **서창민 "알기쉬운 기계재료학" 원창출판사** p295, 2000.1.8.
(18) "Standard Test Method for Short-Beam Strength of Polymer Composite Materials and Their Laminates", Annual book of ASTM D2344/D2344M-00
(19) "Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions", Annual book of ASTM C297-94
(20) **동화기술 "特殊應用"** p444, p517 2000

후 기

학부를 졸업하고 항상 아쉬웠던 학문에 대한 깊이를 극복하고자 대학원에 진학하여 뭔가 얻고자 하였으나 직장생활을 하고있다는 핑계로 좀더 집중하지 못하면서, 이제 졸업에 즈음하여 부끄러운 발자취를 남기려 합니다.

늦은 공부를 함에 말없는 응원과 늦은 밤까지 졸음을 참아가며 타이핑을 하는 고생을 한 사랑하는 아내와 지윤, 지원 두 아들에게 감사하고 싶습니다.

약2년간 지도교수인 김윤해교수님과의 인연을 통해 재료공학에 대한 지식을 넓히고, 인간적인 성숙, 이 논문이 나오기까지 적극적인 도움을 아끼지 않으시고, 많은 사람들을 사귀게 되어 진심으로 머리 숙여 감사 드립니다.

또 한 분, 업계의 선배님인 한중원부장님 과 김국진과장님께 논문이 완성되기까지 실제 실험에 대한 부분과 각 단체에서의 논문발표에 대한 도움을 감사 드립니다.

그리고 연말에 바쁘신 와중에도 김영식교수님, 이병우교수님께서 논문에 대한 자상한 지도와 수정을 주심에 감사 드립니다.

논문이 완성되기까지 정리를 맞아준 김돈원군에게 이글을 빌어 노고를 치하하고 싶습니다.

한국해양수산 연수원의 배창원교수님께도 감사 인사드립니다.

옆에서 지켜보며 응원을 아끼지 않은 권순철, 임철문, 신도훈, 손영준군에게 감사 인사를 전하고 그 외 복합재료실험실의 후배 학생들에게도 감사의 인사를 합니다. 그리고 멀리 미국 LA에 사는 사회생활을 통해 사귄 세상에서 제일 소중한 친구인 Airtech International Inc.社의 Asia-Pacific account manger인 Mr. Rocky Farquhar 에게 감사하고, 복합재료수리업체인 Heatcon Composite Systems社의 Vice-President인 Mr. Eric Casterin에게도 감사합니다.

한국화이바의 강석원박사에게 DSC/DMA에 대한 실험을 감사드리고 싶습니다.

그리고 현재까지 복합재료관련 비즈니스-학문적인 성취에 관련하여 직장생활 시절의 황명훈차장, Showa Aircraft Industrial Corporation의 Mr. Hiroshi Fujimoto에게도 감사합니다.

또한 논문의 뒷정리를 도와준 회사의 직원이자 처제인 황선휘대리에게 노고를 치하하고 싶습니다.

논문발표 후 어느 날, 저녁식사를 하면서 이성열교수님께서 지적하신 업체에 재직하는 사람들의 논문의 한계-테마는 좋지만 학문적 분석과 이론적 설명-에 대한 지적이 적절했음을 느꼈고, 이를 극복하기 위해 노력하겠습니다.

「복합재료수리」라는 테마를 직장생활을 통해 하나의 사업적인 아이템으로 발전시키고 이를 학문적으로 심화시키려는 노력을 이 논문을 통해 조금이라도 나타내려고 하였으나 원래의 생각에 비해 그 규모가 한없이 줄어들었다는 아쉬움이 남습니다. 이제 논문작성 과정에 대두되었던 관련 주제에 대한 좀더 일사분란한 연구를 통해 해양대 재료공학과가 복합재료수리 분야의 국내외의 선도적인 위치에 서는 영광스런 자리에 밑거름이 되는 노력을 아끼지 않고자 합니다.

끝으로 나으시고 길러주신 사랑하는 부모님께 이 글을 맺으면서 건강과 장수 기도를 드리면서 감사 인사 올립니다.